

EVALUACIÓN DE TOLERANCIA AL DAÑO PARA EL ALA DEL AVIÓN MENTOR
T-34

JOSE LUIS MOLANO GUTIERREZ

Proyecto de Grado para optar el título de
Msc Ingeniería Mecánica

Director

MSC . JULIAN OCTAVIO DE LOS RIOS

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA DE INGENIERIA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI
2009

Nota de aceptación:

Firma Presidente del Jurado

Firma del Jurado

Firma del Jurado

Santiago de Cali, 24 de Junio de 2009

AGRADECIMIENTOS

Yo como autor de este trabajo de grado expreso mis agradecimientos:

En Primer lugar a nuestro Señor y Dios que me dio la fortaleza para seguir adelante con el objetivo trazado, a pesar de las dificultades presentadas, a los profesores y compañeros de la Universidad Autónoma de Occidente por su apoyo incondicional, a mis compañeros de trabajo, a mis amigos

Al ingeniero Julián Octavio de los Ríos por su dirección en este proyecto, apoyo y comprensión en los momentos de dificultad

Al Ingeniero Hugo Hoyos, por sus apoyo personal, para el mi eterno agradecimiento

A Mi Familia

DEDICATORIA

Madre, donde estés, este triunfo es para Ti,
gracias por haber traído al mundo, por la formación
hecha a Tu semejanza. Para Mi aun es una gran tristeza
Tu partida, pero quiero dedicarte esta gran alegría, que es Tuya

A tu memoria

ALBA INES GUTIERREZ PAZ
MI MADRE

ÍNDICE	
INTRODUCCIÓN	10
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	12
MARCO TEORICO	13
OBJETIVO GENERAL	14
OBJETIVOS ESPECIFICOS	14
CAPÍTULO 1- EVALUACIÓN DE LA TOLERANCIA AL DAÑO DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS	15
1.1 REQUERIMIENTOS DE LA NORMA FAR-23 REFERENTES A TOLERANCIA AL DAÑO	15
1.2 DEFINICIONES	16
1.3 EL PROCESO DE EVALUACIÓN DE TOLERANCIA AL DAÑO	19
1.3.1 La etapa de preparación	21
1.3.2 La etapa de evaluación	17
1.3.3 Consideraciones de inspección	23
1.4 TIPO Y MAGNITUD DEL DAÑO	24
1.4.1 Inspección no destructiva	27
CAPÍTULO 2 - TÓPICOS DE MECÁNICA DE LA FRACTURA	30
2.1 MECÁNICA DE LA FRACTURA ELÁSTICO LINEAL	31
2.1.1 El factor de intensidad de esfuerzos	31
2.1.2 El factor de intensidad de esfuerzos crítico	36
2.3. MECANISMO DE FATIGA	40
CAPÍTULO 3 - GENERALIDADES SOBRE EL BEECHCRAFT MENTOR T-34	46
3.1 DEFINICIONES DE CARGAS	51
3.2 EL DIAGRAMA V-n	52
3.3 DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES SOBRE LOS PERFIL NACA 23016.5 Y 23012	54
3.3.1 Nomenclatura de los perfiles NACA para 5 dígitos	55
3.3.2 Método para generar la distribución de presiones – Método de	

panel	58
3.3.3 Distribución de presiones	67
CAPÍTULO 4. DETERMINACIÓN DE LOS ELEMENTOS	
ESTRUCTURALES PRINCIPALES Y ANALISIS DE VIDA RESIDUAL	77
4. ANÁLISIS ESTATICO EN VUELO	77
4.1 CALCULO DE FUERZA PUNTUAL DE SUSTENTACION	77
4.2 DETERMINACIÓN DE LOS ELEMENTOS ESTRUCTURALES PRINCIPALES	93
4.2.1 Viga principal	93
4.2.2 Análisis de tolerancia al daño con un tamaño de grieta inicial	96
4.2.2 Grafico de predicción de vida residual	100
5 CONCLUSIONES	101
6. BIBLIOGRAFÍA	102
7. ANEXOS	104
7.1 Programas desarrollados en matlab para calcula distribución de C_l y C_p basado en el método de panel Hess-Smith	104
7.2 Programas desarrollados en matlab para calcula diferencias divididas de newton	104

LISTA DE TABLAS

Tabla 1.1 : Resumen de métodos NDI	26
Tabla 3.1 Características Beechcraft T-34	50
Tabla 3.2 Cuadro para el cálculo de la línea media combadura	57
Tabla 3.3 Datos de distribución de de C_p para el perfil NACA 23016.5 con $\alpha = 0^\circ$	70
Tabla 3.4 Datos de distribución de de C_l para el perfil NACA 23016.5 para $\alpha = -16^\circ \dots 0 + 16^\circ$	71
Tabla 3.5 Datos de distribución de de C_p para el perfil NACA 23012 con $\alpha = 0^\circ$	75
Tabla 4.6 Datos de distribución de de C_l para el perfil NACA 23012 para $\alpha = -16^\circ \dots 0 + 16^\circ$	77
Tabla 4.1. Conversión porcentajes de envergadura a metros	81
Tabla 4.2. Variación de Cuerdas por porcentaje de envergadura	82
Tabla 4.3. Cuerdas equivalentes a porcentajes de envergadura	83
Tabla 4.3 Valores de Sustentación (L) para las cuerdas	86
Tabla 4.4 . Valores de Sustentación (Y (Lc)) en cada porcentaje de envergadura (x [m])	86
Tabla 4.5 . Valores de distribución de la carga aerodinámica a lo largo de viga central	94

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 Especificaciones para las grietas iniciales	25
Figura 1.2 Especificaciones para las grietas iniciales	26
Figura 2.1 Modos de desplazamiento de superficies	31
Figura 2.2 Modos de desplazamiento de superficies	32
Figura 2.3 Relación del factor de intensidad vs espesor de cuerpo agrietado	38
Figura 2.4 Variaciones de esfuerzo durante el vuelo de una aeronave	41
Figura 2.5 Variaciones crecimiento de grieta por fatiga bajo condiciones de fluencia a pequeña escala	44
Figura 2.6 Comportamiento típico de crecimiento de grietas por fatiga en metales	45
Figura 3.1 Beechcraft T-34 Fuerza Aérea Colombiana	48
Figura 3.2. Beechcraft T-34	49
Figura 3.3. Esquema de un diagrama V/n	51
FIGURA 3.4. Datos de experimentación para Los perfiles NACA. 23016.5 y 23012	54
FIGURA 3.5. Ubicación de partes de un perfil alar asimétrico	56
FIGURA 3.6 Geometría del panel	58
FIGURA 3.7 Definición de β y la geometría del panel	
Figura 3.8 Distribución de los paneles y puntos medios para perfil NACA 23016,5	69
Figura 3.9 Simulación del perfil NACA 23016.5 sumergido en el fluido	70
Figura 3.10 Distribución de C_p para el perfil NACA 23016.5 con $\alpha = 0^\circ$	71
Figura 3.11 Datos de distribución de C_l para el perfil NACA 23016.5 para $\alpha = -16 - 0 - 16^\circ$	73

Figura 3.12 Distribución de los paneles y puntos medios	74
Figura 3.13 Simulación del perfil NACA 23012 sumergido en el fluido	75
Figura 3.14 Distribución de C_p para el perfil NACA 23012 con $\alpha = 0^\circ$	75
Figura 3.15 Datos de distribución de C_l para el perfil NACA 23012 para $\alpha = -16 - 0 - 16^\circ$	77
Figura 4.1. Distribución típica de la carga de sustentación sobre de un ala	80
Figura 4.2. Envergadura Beechcraft T-34 Mentor	81
Figura 4.3 Variación de Cuerdas por porcentaje de envergadura	85
Figura 4.4 Cuerdas equivalentes a porcentajes de envergadura	86
Figura 4.5 Cuerdas equivalentes a porcentajes de envergadura	88
Figura 4.6 Distribución de Sustentación (área bajo la curva en forma elíptica)	91
Figura 4.7. Posición del centroide en el área bajo la curva a partir de un diferencial de área (dA)	92
Figura 4.8. Distribución de las cargas de sustentación	94
Figura 4.9. Distribución de las cargas de a lo largo de viga central	96
Figura 4.10. Esfuerzo máximo	97
Figura 4.11. Distribución de la carga a los largo de viga	98
Figura 4.12. Diagrama vida residual vs. Ciclos de trabajo	102

INTRODUCCIÓN

Hoy en día cuando un cadete de la Fuerza Aérea Colombiana se esta formado como piloto, lo hace en una aeronave mas longevos de nuestra fuerza, es el T-34 Mentor, el cual data que este avión realizó su vuelo inaugural en Colombia el 2 de diciembre de 1948.

Esto tiempos tan prolongados de servicio, generan en un alto riesgo a los materiales de esta aeronave fallen, generando fracturas que van acompañadas de perdidas económicas, materiales y humanas. Por esta razón la aeronáutica se caracteriza por utilizar conceptos de diseño que buscan en perfeccionar la seguridad de sus estructuras, y así también surgió la necesidad de fabricar elementos capaces de resistir dichos daños, también se hace necesario pronosticar el momento inicial critico y final de falla, con lo cual se garantiza un periodo operatividad del avión y la seguridad de los pilotos después de su detección.

Para garantiza la operatividad y la seguridad mencionada, este estudio se apoyara en un análisis mediante criterios para la evaluación de tolerancia al daño y basado en la norma FAR 23 . creada por F.A.R (*Federal Aviation Administration*) de los Estados Unidos, en donde determinaremos las posibles ubicaciones y modos de falla, debido a los efectos generados por las cargas cíclicas, teniendo en cuenta el tamaño inicial y crecimiento, bajo períodos de trabajo durante las diferentes etapas del vuelo.

Para este estudio , someteremos a un análisis basado en dicha metodología y bajo los criterios referenciados, el ala del avión T-34 Mentor, mas precisamente un elemento estructural principal, empleando modelos conceptúales, y herramientas computacionales con plataforma en elementos finitos, pronosticando la vida residual sometida a fallas provocadas en el espectro de cargas durante el servicio de la aeronave

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Las fuerzas que actúan sobre un cuerpo y sus reacciones general alteraciones internas en sus estructuras, esto unido a la prolongación del tiempo de vida útil, causan fallas estructurales conllevan a estragos a los equipos que los conforman. Según este planteamiento el ala del avión mentor T-34 no es ajena a que puedan presentarse dichas daños, y sumado que no se tienen antecedentes de su comportamiento ante estas, es por esta razón que se inicia este proyecto en donde se realizara un procedimiento que ayude a definir, una vez encontrada la grieta inicial, se pronosticara la vida residual de la estructura antes que alcance el tamaño critico y final

MARCO TEORICO

Para realizar este estudio, nos basaremos en la normal mundialmente aceptada para diseño y certificaciones de aeronaves F.A.R (Federal Aviation Regulations) norma creada por la F.A.A. (Federal Aviation Administration) de los Estados Unidos para aviones de menos de 5.700 Kilos de peso al momento del despegue, la FAR 23. esta define los estándares de certificación de vuelo para aviones de las categorías normales, utilitarios , acrobáticos , y de transporte de pasajeros

OBJETIVO GENERAL

Evaluar mediante la Tolerancia al Daño, el ala del avión mentor T-34

OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Determinar las presiones aerodinámicas en el perfil alar del avión de entrenamiento
- Determinar el elemento estructural principal y el espectro de carga a lo largo del mismo
- Analizar el crecimiento de grieta y cálculo de la vida residual del elemento

CAPÍTULO 1- EVALUACIÓN DE LA TOLERANCIA AL DAÑO DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS

1.1 REQUERIMIENTOS DE LA NORMA FAR-23 REFERENTES A TOLERANCIA AL DAÑO

La norma aceptada mundialmente para diseño y certificación de aeronaves es la FAR (*Federal Aviation Regulations*). Esta norma, creada por la FAA (*Federal Aviation Administration*) de los Estados Unidos, está dividida por partes. La parte que se aplica a aviones de menos de 5.700kg de peso al momento del despegue es la FAR Part 23. Ésta define los estándares de certificación de vuelo para aviones de las categorías normal, utilitario, acrobático y de transporte de pasajeros. La sub-parte C de la norma FAR 23 se refiere a los requerimientos de evaluación estructural. La sección 23.573 define los requerimientos para la evaluación de tolerancia al daño y a la fatiga de la estructura, estableciendo tres posibles métodos:

El primer método consiste en investigar la resistencia a la fatiga de la estructura, es la manera demostrar que ésta es capaz de soportar las cargas de magnitud variable que se esperan en la vida de servicio, mediante ensayos o por análisis soportado por resultados de ensayos.

El segundo método consiste en una investigación de la resistencia a prueba de falla, en la cual se demuestra mediante análisis, ensayos o ambos que la falla catastrófica de la estructura no es probable como consecuencia de una falla por fatiga o una falla parcial de un elemento estructural principal, y que la estructura

que no ha sufrido falla será capaz de soportar una carga máxima estática de un 75 % del factor de carga límite a la velocidad de crucero.

El tercer método consiste en realizar una evaluación de la tolerancia al daño de la estructura. La norma especifica que esta evaluación debe incluir la determinación de las posibles ubicaciones y los posibles modos de daño debido a fatiga, corrosión o daño accidental. La determinación debe ser realizada mediante análisis soportado por evidencia experimental y, si se dispone de ella, por la experiencia de servicio. El daño en múltiples sitios debido a fatiga debe ser incluido en aquellos casos en los que el diseño sea tal que este tipo de falla sea previsible. La evaluación debe incorporar análisis que consideren cargas cíclicas y estáticas, avalados por evidencia experimental. El daño considerado para la evaluación de resistencia residual en cualquier momento dentro de la vida operacional de la aeronave, debe ser consistente con la detectabilidad inicial y crecimiento subsiguiente bajo cargas cíclicas. La evaluación de resistencia residual debe mostrar que la estructura no dañada es capaz de soportar cargas de vuelo críticas, consideradas como cargas últimas, con el daño detectable consistente con los resultados de las evaluaciones de tolerancia al daño.

Es práctica común en la industria aeronáutica certificar las aeronaves que se rigen por la norma FAR 23 sin realizar una evaluación de la tolerancia al daño, es decir, aplicando el primer o el segundo método de certificación de resistencia a la fatiga.

Este es el caso del BEEHCRAFT T-34 MENTOR . Como consecuencia del poco uso de este método de certificación propuesto por la norma, la FAA no ha emitido circulares que detallen y guíen al ingeniero en el proceso de certificación de tolerancia al daño, lo que sí ha ocurrido para las aeronaves de pasajeros, que se

rigen por la norma FAR 25. En esta categoría se exige una certificación de tolerancia al daño, lo que se fundamenta en los accidentes que han ocurrido debido a las cargas fuertemente variables que actúan sobre el fuselaje de las cabinas presurizadas. Para guiar el proceso de evaluación según la norma FAR 25, la FAA ha emitido la circular AC 25.571 (1998). Además, la FAA ha publicado el *Damage Tolerance Assessment Handbook* (1993).

En el presente trabajo se aplicará la metodología de evaluación de tolerancia al daño propuesto originalmente por la FAA para cumplir con los requerimientos de la norma FAR 25, a pesar que el objeto de estudio es una aeronave que se rige por la norma FAR 23. Cabe señalar que se respetarán las condiciones de carga establecidas por la norma FAR 23.

A continuación se presentan algunas definiciones de términos usados en tolerancia al daño, para dar paso a una revisión de la metodología de evaluación de la tolerancia al daño en aeronaves.

1.2 DEFINICIONES

Las siguientes definiciones son convenciones establecidas en la industria aeronáutica (FAA, 1993).

Tolerancia al daño (*damage tolerance*): implica que la estructura ha sido evaluada para asegurar que si ocurriera daño por fatiga, corrosión o como causa de algún accidente, la estructura restante es capaz de soportar cargas razonables sin fallas o deformación estructural excesiva hasta que el daño sea detectado.

A prueba de fallas: (*fail safe*): significa que la estructura ha sido evaluada para asegurar que una falla catastrófica no es probable después de que ocurra falla por fatiga o una falla parcial obvia de un elemento estructural principal.

Vida segura (*safe life*): significa que la estructura ha sido evaluada para soportar las cargas repetidas de magnitud variable que se espera que soporte durante su vida útil sin presentar grietas detectables.

Elementos estructurales principales: son aquellos que contribuyen significativamente a soportar cargas de vuelo, de tierra y de presurización, y cuya falla si no fuera detectada podría resultar en una falla catastrófica del avión.

Elementos estructurales críticos: son aquellos elementos cuya falla, si no es detectada, resultaría (inequívocamente) en una falla catastrófica del avión.

Estructura principal: es la estructura que soporta cargas de vuelo, de tierra o de presión.

Estructura secundaria: es la estructura que soporta solamente cargas aerodinámicas o de inercia generadas sobre o dentro de la estructura secundaria.

Camino de carga simple: se refiere al caso en que las cargas aplicadas llegan a distribuirse a través de un solo miembro dentro de un conjunto, cuya falla resultaría en la pérdida de la integridad estructural del componente involucrado.

Camino de carga múltiple: se refiere a estructuras redundantes en las que (si ocurriera la falla de elementos individuales) las cargas aplicadas podrían ser distribuidas en forma segura a través de otros elementos que soportan carga.

Confiabilidad: se refiere a diseños de detalles o metodologías que se han demostrado confiables a través de la vida de servicio.

Falla: Para estructuras metálicas con camino de carga simple, falla es el desarrollo de una grieta detectable. Una grieta detectable es aquella que puede ser identificada por los métodos de inspección utilizados en forma rutinaria, o los métodos requeridos en las instrucciones de mantenimiento. Para una estructura con camino de carga múltiple, falla es el desarrollo y propagación de grietas, tales que la estructura no sea capaz de soportar las cargas requeridas sin sufrir deformación excesiva.

Daño en múltiples sitios (*Multi site damage*): se refiere a la existencia de pequeñas grietas que en conjunto disminuyen la resistencia de un elemento estructural. Estas grietas tienen tamaños críticos mucho menores que si se tratara de daño localizado. Típicamente, se presume la existencia de daño en múltiples sitios en las perforaciones de las uniones remachadas de fuselajes presurizados.

1.3 EL PROCESO DE EVALUACIÓN DE LA TOLERANCIA AL DAÑO

1.3.1 La etapa de preparación.

La etapa de preparación se ha definido teniendo en cuenta que la estructura completa debe ser evaluada. El diseño tolerante al daño es práctico usualmente para la mayor parte de la estructura principal de un avión. Por lo tanto, es lógico comenzar por examinar la estructura completa para identificar sus elementos estructurales principales (EEP) y elementos estructurales críticos (EEC). En general, se requiere evaluar todos estos elementos, poniendo relativamente mayor atención con los EEC.

El grado de atención dedicada a un elemento estructural se ve reflejado en el número de puntos (de inicio de grieta) que se decide evaluar. La atención debe estar relacionada con las consecuencias de una falla en el elemento. Los puntos seleccionados para un EEC deben cubrir en forma exhaustiva los posibles puntos de falla. Para un EEP, la selección puede cubrir todos o casi todos los puntos si se percibe un alto riesgo de falla, o sólo uno o dos puntos típicos si el riesgo percibido es bajo.

Las próximas tres etapas, que completan la etapa de preparación, representan un nivel más alto en el proceso de decidir cuánta atención merece un elemento estructural. La estructura que constituya un camino de carga simple evidentemente posee un riesgo mayor que una estructura que constituya un camino de carga múltiple, con elementos que detengan el crecimiento de grietas.

Por otra parte, una estructura que constituya un camino de carga múltiple tiene más puntos potenciales desde los cuales puede comenzar una falla.

Los efectos del material elegido para los componentes de la estructura son mucho menos obvios pero igualmente importantes. En el diseño de estructuras aeronáuticas tolerantes al daño se recomienda utilizar materiales y niveles de esfuerzo que, una vez que se generen grietas, aseguren una tasa de crecimiento lenta de la grieta con alta resistencia residual. Otro aspecto igualmente importante es el grado de protección a la corrosión, que determina el potencial de generación de grietas por corrosión.

Todos los factores que afectan la susceptibilidad de los EEP a sufrir falla catastrófica in detectada deben ser evaluados. La accesibilidad, el nivel de esfuerzos, la redundancia del camino de carga, susceptibilidad a la corrosión, tipo de material, etc., son factores que pueden ser cuantificados de manera de determinar cuan crítico es un EEP específico. Esto puede minimizar el número de EEP que requieren análisis.

1.3.2 La etapa de evaluación

La etapa de evaluación consta de los análisis y ensayos requeridos para demostrar que cada EEC y EEP cumple con cada criterio de tolerancia al daño aplicable. Los criterios se dividen en dos categorías generales: resistencia residual y vida (de servicio).

Para el daño más severo previsto, la resistencia residual de la estructura dañada debe exceder el esfuerzo máximo que se espera que la estructura deba soportar desde el momento en que el daño se hace evidente hasta que el avión pueda ser aterrizado para ser reparado. Esto incluye la evaluación de la tolerancia al daño por fuentes discretas y además puede incluir la definición de tamaños críticos para grietas que se propagan. Los tamaños críticos se definen como los límites más allá de los cuales la integridad de la estructura no puede ser garantizada.

Una grieta que se propaga bajo los esfuerzos promedios aplicados repetitivamente durante el uso del avión, no debe alcanzar su tamaño crítico durante la vida útil de este. La interpretación que se le da a este criterio depende de la posibilidad de inspección. Si la estructura no es inspeccionable, el factor determinante es el tiempo de propagación lenta de una grieta que se asume de un tamaño inicial que representa el daño de fabricación. Un criterio similar se emplea para establecer el momento para comenzar a inspeccionar aquellas estructuras que pueden ser inspeccionadas. Para estructuras inspeccionables, el intervalo de inspección en vuelos o en horas de vuelo se basa en crecimiento lento desde un tamaño inicial que se asume puede ser detectado en forma confiable con una alta probabilidad, de acuerdo con el procedimiento de inspección especificado.

Tanto los espectros de esfuerzos como los esfuerzos máximos dependen de las cargas en vuelo y en tierra, que deben ser establecidas de acuerdo con los estándares para el dominio de vuelo, velocidades de diseño y condiciones específicas definidas en la norma FAR-23. Los esfuerzos máximos corresponden generalmente a cargas especificadas relativas a los requerimientos de resistencia del avión a cargas límites. No obstante, el factor de seguridad de 1,5 para cargas límite especificado para la definición general de carga última no se debe aplicar al criterio de tolerancia al daño de resistencia residual. Los factores sobre carga límite especificados o recomendados son entre 0,7 y 1,1, según AC 25.571.

Los espectros de esfuerzo para evaluación de vida son derivados de los espectros de carga que representan las diferentes fases de vuelos típicos. Estos espectros también pueden ser utilizados para definir esfuerzos máximos que sirvan para determinar tamaños críticos de grietas.

1.3.3 Consideraciones de inspección

La frecuencia y el medio por el cual un elemento estructural puede ser inspeccionado depende fuertemente de los detalles de diseño del elemento y de su relación física con otros elementos de la estructura.

El objetivo de esta etapa de la evaluación es proveer una base para el programa de inspección recomendado por el fabricante, incluyendo el cumplimiento de los estándares de la norma FAR.

Desde el punto de vista del diseño aeronáutico, es importante asegurar desde el inicio del proceso de diseño que cada unión, traslape o área que se considere crítica sea inspeccionable.

En una evaluación de tolerancia al daño, se debe considerar la inspección para establecer los tamaños de grieta iniciales que se presume sean detectables con un alto nivel de confianza. Esto con el propósito de evaluar la vida de crecimiento lento de grietas y definir intervalos de inspección seguros.

1.4 TIPO Y MAGNITUD DEL DAÑO

En toda práctica industrial que intervenga la utilización de materiales producidos mediante un proceso manufacturero, contiene en su interior pequeñas fallas, y que a lo largo de la vida útil, estas pueden crecer hasta llegar a convertirse en un gran problema para integridad para el elemento. Es por esta razón que la forma y tamaños iniciales de estas grietas para el análisis de tolerancia al daño, ya encuentran estandarizados en sus especificaciones, esto basados en la experiencia de la USAF (Fuerza Aérea de los Estados Unidos), con especialistas de la industria aeronáutica que realizaron numerosos análisis a elementos estructurales agrietados, y el resultado de esto ha originado que numerosos aviones tanto militares como civiles, sean dados o en mejor de los casos se prevenga la baja de servicio.

Unos de los criterios más importantes son las especificaciones para las grietas que se asumen existentes en el momento los elementos estructurales inician su vida servicio, a estas se le denominan grietas iniciales, sus tamaños y las formas fueron los resultados de los estudios y ensayos que fueron realizados por USAF, que se acotaron anteriormente. También se resalta que los cambios de estos tamaños iniciales tienen gran importancia en la vida estimada en su crecimiento.

¹La especificación para la grieta correspondiente a una calidad de fabricación promedio está basada en un estudio realizado para la USAF por la McDonell-Douglas en los años 70. La estructura de un F-4 con muchas horas de servicio se

¹ DISEÑO ASISTIDO POR COMPUTADOR DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS MEDIANTE CRITERIOS DE TOLERANCIA AL DAÑO - Trabajo de grado para Magíster en Ciencias de la Ingeniería con Mención en Ingeniería Mecánica – Presentada Ante la Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción CHILE - por MARIO EDUARDO VEGA PERRY - Octubre de 2001 - Pagina 9

desmanteló, y los elementos estructurales fueron inspeccionados en busca de grietas. Se retiraron los remaches, se limpiaron las piezas hasta dejar el aluminio a la vista y se inspeccionó cada perforación y otros concentradores de esfuerzos con microscopios ópticos portátiles de 20X ó 40X. Del punto de vista práctico, este estudio reveló todos los puntos de inicio de daño en la estructura a estudiar.

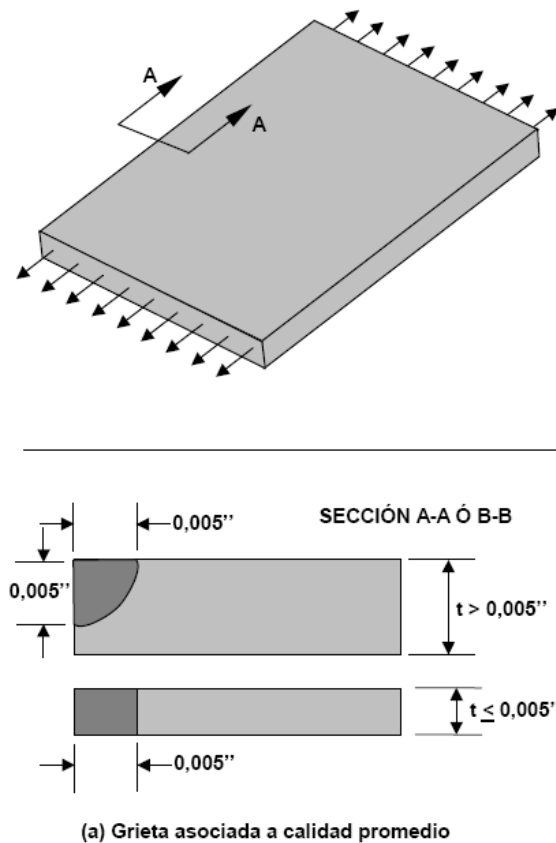
El daño se había convertido en grietas en proceso de propagación mucho antes de la inspección, por lo tanto se necesitó de un análisis adicional para determinar los tamaños iniciales de las grietas. Algunas de las piezas agrietadas fueron llevadas al laboratorio, donde las superficies agrietadas se examinaron con gran aumento (1000X a 10000X) bajo un microscopio electrónico. Con este aumento se aprecia que las caras de la grieta tienen una apariencia claramente estriada. Las estrías comienzan a aparecer en el momento en que se inicia el proceso de crecimiento de la grieta por fatiga, y se asocian con la abertura y cierre cíclico de la grieta, en respuesta a la carga variable aplicada a la pieza durante el vuelo.

²Las estrías pueden ser correlacionadas con horas de vuelo al compararlas con datos de aceleración registrados en vuelo. De esta manera al contar las estrías se puede reconstituir el crecimiento de la grieta en el tiempo. Este procedimiento no es exacto, pero se pueden hacer estimaciones razonables si las observaciones se correlacionan además con la predicción de crecimiento de la grieta basado en una ecuación del tipo dn/da . De esta forma se extrapoló el tamaño de las grietas hasta el tiempo cero. El estudio arrojó 104 valores para tamaño inicial de grietas. Al representarlo en un gráfico de frecuencia acumulada se constató que un alrededor de un 99% de los tamaños iniciales de grieta en esta muestra eran menores que 0,005 pulgadas (0,127 mm). Además, el análisis estadístico indica que, con un 95% de confianza, un 90 a un 95% de las grietas en una muestra similar debieran

² DISEÑO ASISTIDO POR COMPUTADOR DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS MEDIANTE CRITERIOS DE TOLERANCIA AL DAÑO - Trabajo de grado para Magíster en Ciencias de la Ingeniería con Mención en Ingeniería Mecánica – Presentada Ante la Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción CHILE - por MARIO EDUARDO VEGA PERRY - Octubre de 2001 - Pagina 9

ser de un tamaño menor que 0,005 pulgadas. A partir de estos resultados, se especificó el tamaño inicial para grietas con calidad de fabricación promedio en 0,005 pulgadas. La forma inicial se estableció como un cuarto de esquina circular para secciones más gruesas que 0,005 pulgadas, o una grieta a través del espesor en planchas más delgadas. Ver figura 1.

Figura 1.1 Especificaciones para las grietas iniciales

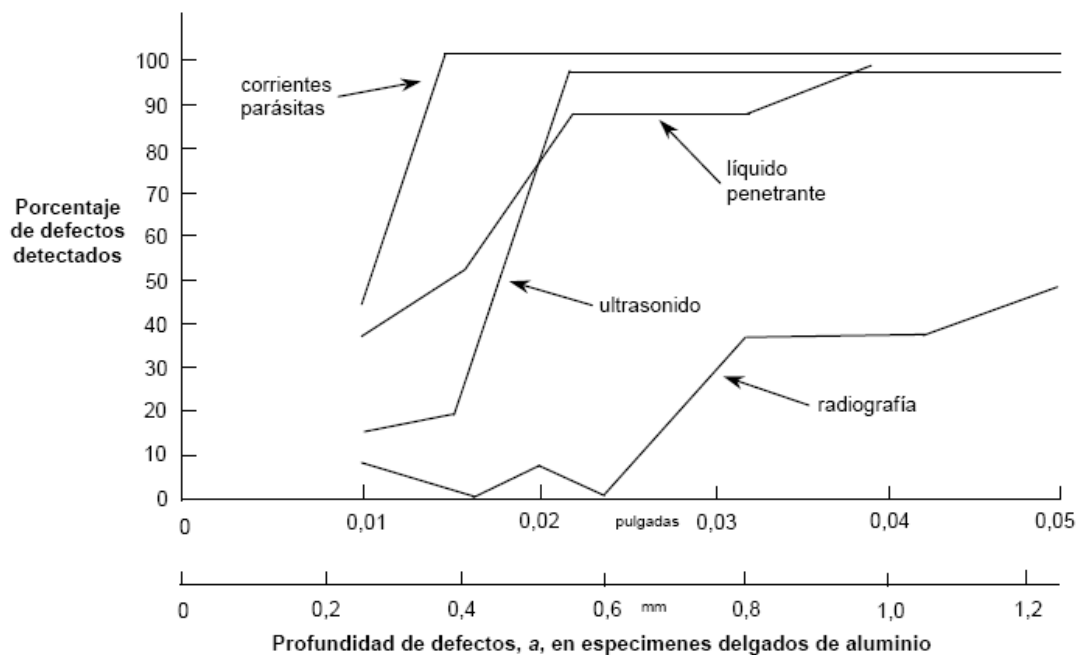


Fuente: VEGA PERRY, Mario Eduardo. Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño - Concepción - CHILE, Octubre de 2001
Pág. 10

1.4.1 Inspección no destructiva

Hoy en día la industria aeronáutica da la razón a la necesidad de crear programas completos de inspecciones en busca de múltiples daños en los elementos estructurales. Estos programas requieren un nivel técnico más avanzado (no solo visual) para detectar tamaños de grietas más pequeños. La tabla 1.1 se ilustra un resumen de los métodos de inspección no destructiva (NDI) actualmente se encuentran disponibles y son utilizados con resultados confiables. La figura 1.2 compara la capacidad de detección de algunos de estos métodos.

Figura 1.2 Especificaciones para las grietas iniciales



Fuente: VEGA PERRY, Mario Eduardo. Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño - Concepción - CHILE, Octubre de 2001

Tabla 1.1 : Resumen de métodos NDI.

Método NDI	Aplicación	Ventajas	Desventajas
Óptico visual	Detección de defectos de superficie o daño estructural en todo tipo de materia	Uso simple en áreas donde otros métodos son poco prácticos.	La confiabilidad del método depende de la habilidad y experiencia del usuario. Se requiere accesibilidad.
Líquido penetrante	Detección de grietas superficiales en piezas metálicas.	Uso simple, precisión, rapidez, fácil interpretación.	Los defectos deben llegar a la superficie y ser accesible al operador. El defecto puede estar cubierto por metal o pintura. Es necesario limpiar la pieza antes y después de cada inspección.
Corrientes parásitas de alta frecuencia	Detección de grietas superficiales en superficies metálicas, grietas, pitting, corrosión ínter granular y condición de tratamiento térmico.	Útil para inspeccionar perforaciones de uniones para detectar grietas no detectables por métodos visuales o con tintas penetrantes. Rápido, sensible, portátil.	Se requiere un operador entrenado. Sensible a variaciones del material. Se requieren sensores especiales para cada aplicación y estándares de referencia.
Corrientes parásitas de baja frecuencia	Detección de defectos sub superficiales en materiales metálicos. Medición de adelgazamiento y espaciado.	Útil para detectar presencia de grietas sin remover pernos o remaches o desarmar la estructura.	Se requiere un operador entrenado. Se necesitan sensores más grandes para el uso a baja frecuencia. Se requieren sensores especiales para cada aplicación y estándares de referencia.
Emisiones acústicas	Detección de laminación, despegues, vacíos y núcleos aplastados en materiales compuestos y del tipo panal de abeja.	Basta con inspeccionar una superficie, lectura directa, no requiere retirar la pintura o preparación especial de la superficie.	Pierde sensibilidad al aumentar el espesor. Se requiere una fuente eléctrica.
Rayos X	Detección de fallas internas y defectos como grietas, corrosión, intrusiones y cambios de espesor.	Elimina muchas veces la necesidad de desensamblar. Tiene alta sensibilidad y deja un registro permanente.	Peligro por la radiación. Requiere personal entrenado y procesamiento de la placa. El plano de la grieta debe ser casi paralelo con el

			filamento de rayos X. Se requiere fuente eléctrica. Se requiere equipamiento especial para posicionar el tubo de rayos X y la placa.
Partículas magnéticas	Detección de defectos superficiales o cercanos a la superficie en materiales ferromagnéticos de cualquier forma o tratamiento térmico.	Principio simple. Fácil, portátil.	Se requiere un operador entrenado. Las partes deben ser limpiadas antes de la inspección y desmagnetizadas después. El flujo magnético debe ser normal al plano del defecto.
Ultrasonido	Detección de defectos superficiales o sub. superficiales, grietas, despegues, fallas en laminados y medición de espesor en la mayoría de los metales.	Rápido, confiable, fácil de operar. Los resultados se conocen inmediatamente y son altamente confiables. Altamente sensible y portátil.	Se requiere un operador entrenado y una fuente eléctrica. La orientación del plano de la grieta debe ser conocido para seleccionar el modo de la onda a utilizar. Se requieren estándares de prueba para establecer la sensibilidad del instrumento.

Fuente: VEGA PERRY, Mario Eduardo. *Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño* - Trabajo de grado para Magíster Concepción - CHILE, Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción - Octubre de 2001
Pág. 12

CAPÍTULO 2 - TÓPICOS DE MECÁNICA DE LA FRACTURA

La fatiga en los componentes se presenta cuando las cargas inducidas por los prolongados periodos de trabajo inducidos por los repetitivos ciclos de mismas, inclusive cuando esta por debajo de la tensión de rotura estática o también al límite elástico del material. También cabe acotar que algunos componentes estructurales que trabajan por debajo de un cierto valor de la tensión no se produce la rotura por elevado que sea el número de ciclos de trabajo. Todo esto tópicamente hace que el tema de Fatiga posea cierto grado de complejidad a la hora de su estudio, entonces según esta premisa podemos definir que: la fatiga es el fallo debido a cargas repetitivas que incluye la iniciación y propagación de una grieta o conjunto de grietas hasta el fallo final por fractura.

Este tipo de daño inician por las superficies, por medio de ralladuras y áranos, un ejemplo clásico son los grabados que incluyen el nombre del fabricante, sobre todo en las zonas de altos niveles de tensión, una solución de esto sería someter los elementos a tratamientos térmicos o mecánicos que harán que se incrementen su vida a fatiga, estos fallos se producen en tres fases que se describe a continuación:

- *Fase 1 (Iniciación)*: Las grietas pueden aparecer en cualquier punto del elemento, pero en general ocurren alrededor de alguna fuente de concentración de esfuerzo y en la superficie exterior donde los ciclos de estos son más elevados.

- *Fase 2 (Propagación)*: Las grietas crecen por efecto de los ciclos de las cargas, Además, y por lo general no son de difícil detección, aun cuando se encuentren próximas a producir la rotura del elemento.

- *Fase 3 (Rotura)*: la grieta sigue su crecimiento hasta reducir sección del elemento, que es incapaz de resistir la carga, produciéndose la rotura, y el fin de la vida útil del mismo.

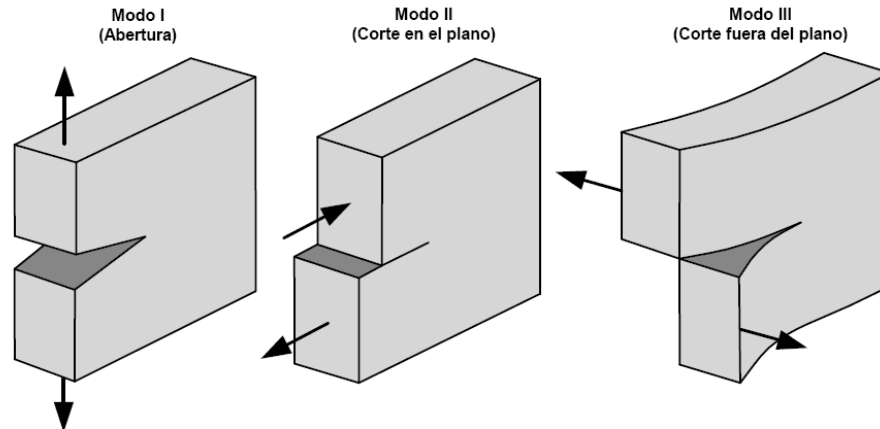
2.1 MECÁNICA DE LA FRACTURA ELÁSTICO LINEAL

2.1.1 El factor de intensidad de esfuerzos

³La mecánica de fractura se basa en el cálculo del campo de esfuerzos y deformaciones alrededor de una grieta, los cuales provocan el desplazamiento relativo de las superficies de fractura en un cuerpo. La figura 2.1 muestra las tres maneras básicas de desplazamiento de las superficies de fractura de una grieta, que pueden ocurrir en un cuerpo agrietado al aplicar una carga. El modo *I* es la abertura de grieta en la dirección perpendicular al plano de fractura, el modo *II* se refiere al desplazamiento de las superficies en sentido opuesto pero en la dirección de avance de la grieta, y el modo *III* es el desplazamiento fuera del plano en dirección perpendicular a la trayectoria de avance. El caso general es la combinación de los tres modos, el cual resulta muy complicado de analizar. Afortunadamente la gran mayoría de los casos prácticos corresponden al modo *I*. Una combinación de especial interés es el modo *II*, el cual se presenta en grietas inclinadas, mientras que el modo *III* es importante en fracturas por torsión

³ DISEÑO ASISTIDO POR COMPUTADOR DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS MEDIANTE CRITERIOS DE TOLERANCIA AL DAÑO - Trabajo de grado para Magíster en Ciencias de la Ingeniería con Mención en Ingeniería Mecánica – Presentada Ante la Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción CHILE - por MARIO EDUARDO VEGA PERRY - Octubre de 2001 - Pagina 14

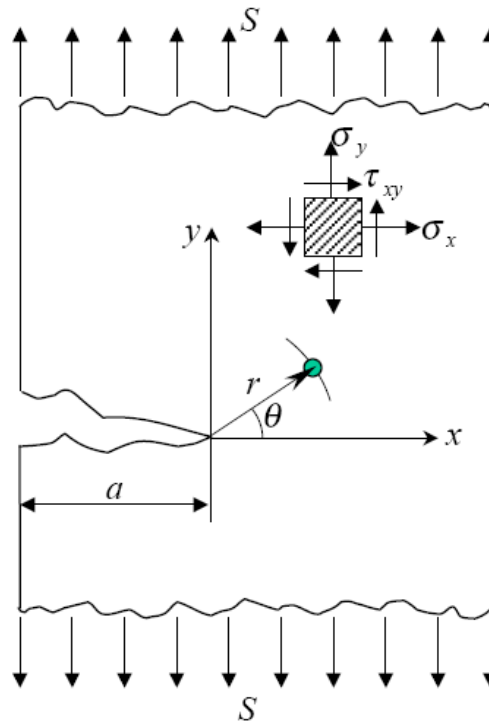
Figura 2.1 Modos de desplazamiento de superficies



Fuente: VEGA PERRY, Mario Eduardo. *Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño* - Trabajo de grado para Magíster Concepción - CHILE, Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción - Octubre de 2001
Pág. 15

Para realizar el análisis de la fractura, el primer problema es el cálculo de campo de esfuerzos alrededor de una grieta, ya que estos esfuerzos son los que realizan el trabajo de deformar el material y crear las nuevas superficies. Sea una grieta en modo I, en una placa de espesor uniforme. En un punto cualquiera situado en una posición (r, θ) del inicio de la grieta hay un estado de esfuerzo particular σ_{ij} , como muestra la figura 2. Si la placa es muy delgada, no habrá superficie material en la dirección transversal z para transmitir fuerzas y por lo tanto el esfuerzo en esta dirección es cero. Como los únicos esfuerzos mayores de cero son los que están en el plano x, y , se dice que se tiene la condición de esfuerzo plano. Por el contrario, si es muy grueso el gran espesor de material resiste contracción en dirección z y se genera un estado de deformación plana, con componentes de deformación solo en las direcciones x e y . las componentes del esfuerzo plano en un punto son $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$

Figura 2.2 Modos de desplazamiento de superficies



Fuente: VEGA PERRY, Mario Eduardo. *Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño* - Trabajo de grado para Magíster Concepción - CHILE, Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción - Octubre de 2001
 Pág. 15

Y esta dada Ecuación 2.1

$$\sigma_{ij} = \frac{1}{\sqrt{r}} \left[c_0 f_{0ij}(\theta) + c_1 r f_{1ij}(\theta) + c_2 r^2 f_{2ij}(\theta) + \dots \right] \quad \text{Ecuación 2.1}$$

La zona que interesa analizar es la vecindad inmediata de la punta de la grieta, es decir, donde $r < a$. En esta zona el primer término de la ecuación 2.1 varía con

$1/\sqrt{r}$ y tiende a infinito, mientras que los demás términos asumen valores finitos o tienden a cero. Es por esto que se desprecian los términos de mayor orden y la distribución de esfuerzos en la vecindad de la punta de la grieta se puede expresar como:

$$\lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad \text{Ecuación 2.2}$$

Donde K es la magnitud de la intensificación del esfuerzo localizado del inicio de una grieta y se define como el factor de intensidad de esfuerzos, esta relacionado por tres factores: la geometría del cuerpo, la carga y el tamaño de la grieta.

De acuerdo con expresión general:

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} \quad \text{Ecuación 2.3}$$

Donde

$$K [=] (\text{esfuerzo}) * (\text{distancia})^{1/2} \quad \text{Ecuación 2.4}$$

Las unidades más comúnmente usadas son $MPa \sqrt{m}$ y $ksi \sqrt{pulg}$, y factor de conversión se puede expresar mediante:

$$1 MPa \sqrt{m} = 1.098 ksi \sqrt{pulg} \quad \text{Ecuación 2.5}$$

El factor de intensidad de esfuerzos K es el parámetro mas significativo de la mecánica de fracturas lineal-elástica, ya que se define la magnitud de los esfuerzos alrededor de una grieta. K determina por lo tanto, efecto de la introducción de una grieta en una estructura, ya que una vez conocido K , el campo de esfuerzo alrededor de una grieta queda definido por completo.

Este último postulado establece un principio de similitud que es la base de toda aplicación práctica de la mecánica de fractura. Dicho principio establece que si dos ⁴grietas diferentes, en cuerpos diferentes y cargas diferentes, posee la misma K , su comportamiento será idéntico, ya que poseen el mismo campo de esfuerzos. Las únicas restricciones son que el modo de desplazamiento de la grieta debe ser el mismo y que las deformaciones en los cuerpos sean elásticas. y también representa la rapidez de liberación de energía en una cuerpo agrietado por lo que también se denomina como un criterio de fractura

El factor de intensidad de esfuerzos, así como la función f_{oij} dependen del modo de carga al que está sometida la grieta. Al factor de intensidad de esfuerzos se le da un subíndice para indicar el modo de carga. Cuando éste se omite se entiende que se trata de K_I . De esta forma, el campo de esfuerzos cercano a la punta de la grieta es:

$$\lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{ij}^I = \frac{K_I f_{oij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}} \quad \text{Ecuación 2.6 (a)}$$

$$\lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{ij}^{II} = \frac{K_{II} f_{oij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}} \quad \text{Ecuación 2.6 (b)}$$

$$\lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{ij}^{III} = \frac{K_{III} f_{oij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}} \quad \text{Ecuación 2.6 (c)}$$

⁴ MECANICA DE FRACTURAS – Editorial Limusa 2ª edición - Jorge Luis González Velazquez - Octubre de 2004 - Pagina 40 - 43

Si El campo de deformaciones esta regido por:

$$\mu = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad \text{Modulo de Corte} \quad \text{Ecuación 2.7}$$

$$k = 3 - 4\nu \quad \text{Deformación Plana} \quad \text{Ecuación 2.8}$$

$$k = \frac{3-\nu}{1+\nu} \quad \text{Esfuerzo Plano} \quad \text{Ecuación 2.9}$$

Donde E es el módulo de Young y ν el módulo de Poisson.

Y según con las Ecuaciones 2.7, 2.8 y 2.9, el desplazamiento de un punto alrededor de una grieta se encuentran desarrolladas en base de la función adimensionales f_{oij} según es el caso general:

⁵Cuando se presentan los modos de carga múltiples, según el principio de superposición lineal, las deformaciones individuales van a una componente dada del esfuerzo, que es la resultante de una sumatoria de dichas deformaciones así:

⁵ DISEÑO ASISTIDO POR COMPUTADOR DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS MEDIANTE CRITERIOS DE TOLERANCIA AL DAÑO - Trabajo de grado para Magíster en Ciencias de la Ingeniería con Mención en Ingeniería Mecánica – Presentada Ante la Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción CHILE - por MARIO EDUARDO VEGA PERRY - Octubre de 2001 - Pagina 17

$$\sigma_{ij}^{(total)} = \sigma_{ij}^{(I)} + \sigma_{ij}^{(II)} + \sigma_{ij}^{(III)} \quad \text{Ecuación 2.10}$$

Para analizar la fractura mecánica es imprescindible conocer el factor de intensidad de esfuerzo para un sólido con grietas con geometría conocida y sometidos a cargas, para esto existen soluciones para problemas mas simples como para una placa semiinfinita con grietas en el espesor según se describe en la figura 1.1.

$$K_I = 1,12S\sqrt{\pi a} \quad \text{Ecuación 2.11}$$

Si se consideran los esfuerzos en el plano de la grieta, donde $\theta=0$, se puede demostrar que $f_{\theta ij}=1$. En este caso el corte es nulo, pues se trata del plano principal con modo I. Los esfuerzos en las direcciones principales x e y son de igual magnitud

$$\sigma_{xx} = \sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} = \frac{1,12S\sqrt{\pi a}}{\sqrt{2\pi r}} = 1,12S\sqrt{\frac{a}{2r}} \quad \text{Ecuación 2.12}$$

De acuerdo con la ecuación 2.3, K depende de la magnitud de la carga aplicada y de la geometría. Es posible definir una función de forma $\beta(a)$ que depende del tamaño de la grieta a modo de expresar K en función de la magnitud de la carga aplicada (manteniendo la forma de la distribución de ésta).

$$K = \beta(a) S \sqrt{\pi a}$$

Ecuación 2.13

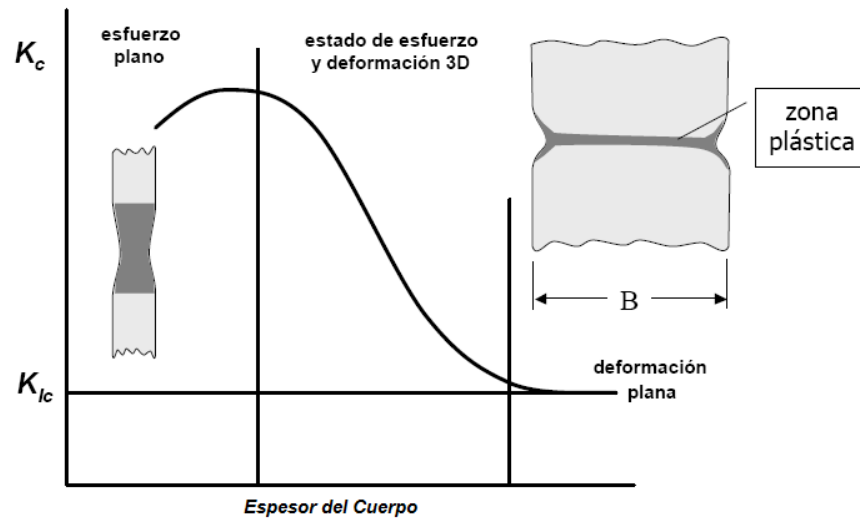
En este caso particular β no depende de a , debido a que se trata de una placa de ancho infinito. Es decir, mientras el largo de la grieta a sea finito, la forma de la placa es la misma para efectos del campo de esfuerzos en los alrededores del inicio de la grieta.

2.1.2 El factor de intensidad de esfuerzos crítico

Para determinar el tamaño de la zona plástica en el inicio de la grieta se utiliza el criterio de fluencia de Von Mises, según esto, la zona deformada plásticamente sufre una reducción a medida que avanza a través del espesor, desde la zona exterior hacia la interior, siendo la forma y el tamaño dependientes del estado de esfuerzo que actúa en el vértice de la grieta, también se plantea que el espesor de la probeta tiene una influencia importante sobre el estado tensional en la punta de la grieta. Asimismo, para asegurar que la mayor parte de la punta de la grieta está en condiciones de deformación plana, se requiere un espesor suficientemente grande. La evolución del factor crítico de intensidad de tensiones con el espesor esta representada en la Figura 2.3. Se puede observar en un primer tiempo que el valor de K_{IC} es mayor para condiciones de tensión o esfuerzo plano que para condiciones de deformación plana, por lo que es este último valor el que se debe considerar para cuestiones de diseño. Este valor es una verdadera propiedad del material, que puede ser determinada experimentalmente siguiendo el estándar.

⁶ ANÁLISIS DE FATIGA EN LA ESTRUCTURA DEL HELICÓPTERO BELL UH-1H POR MEDIO DEL SOFTWARE AFGROW - Trabajo de grado para optar el título de Ingeniero mecánico – Presentada Ante Universidad Austral de Chile – Escuela de Ingeniería Mecánica - Valdivia - CHILE - por Humberto José ALMONACID ALARCÓN,- Octubre de 2005 - Pagina 77

Figura 2.3 Relación del factor de intensidad vs espesor de cuerpo agrietado



Fuente: ALMONACID ALARCÓN, Humberto José. Análisis De Fatiga En La Estructura Del Helicóptero Bell Uh-1h Por Medio Del Software AFGROW- Valdivia - CHILE, Octubre de 2005 Pág. 77

Se puede observar además, que para espesores mayores a un cierto valor B_{min} , el valor de la tenacidad a la fractura depende solo del espesor del cuerpo agrietado, al ser despreciable la influencia de la parte de la punta de la grieta que no esta en condiciones de deformación plana.

Por lo tanto, no es posible aplicar valores de K medidos en elementos gruesos en condiciones de deformación plana para predecir la fractura bajo condiciones de esfuerzo plano en planchas delgadas, o viceversa. Luego, el criterio de fractura es el siguiente: ocurrirá fractura cuando K alcance un valor crítico, habiendo sido determinado este valor crítico experimentalmente, usando probetas del mismo espesor que el elemento a evaluar.

De modo general el espesor requerido para asegurar las condiciones de deformación plana es:

$$B \geq 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_y} \right)^2 \quad \text{Ecuación 2.14}$$

⁷El requerimiento para el espesor asegura que existe deformación plana, mientras que los requerimientos para las dimensiones en el plano aseguran que el comportamiento es elástico lineal y que K_{IC} caracteriza el estado de esfuerzos en la punta de la grieta. El número 2,5 en la ecuación (2.21) fue elegido después de examinar una cantidad considerable de datos experimentales. El término del lado derecho de la ecuación (2.21) corresponde a aproximadamente 50 veces el tamaño de la zona plástica en deformación plana, lo que asegura las condiciones de deformación plana y elasticidad lineal. De esta forma se obtiene un valor de K_{IC} que es una propiedad del material y, por lo tanto, no depende del tamaño o de la geometría del cuerpo agrietado

⁸2.3 MECANISMO DE FATIGA

Componentes de máquinas, vehículos y estructuras están frecuentemente sujetas a cargas repetitivas que también son llamadas cargas cíclicas, los esfuerzos

⁷ ANÁLISIS DE FATIGA EN LA ESTRUCTURA DEL HELICÓPTERO BELL UH-1H POR MEDIO DEL SOFTWARE AFGROW - Trabajo de grado para optar el título de Ingeniero mecánico – Presentada Ante Universidad Austral de Chile – Escuela de Ingeniería Mecánica - Valdivia - CHILE - por Humberto José ALMONACID ALARCÓN,.- Octubre de 2005 Pág. 78

⁸ ANÁLISIS DE FATIGA EN LA ESTRUCTURA DEL HELICÓPTERO BELL UH-1H POR MEDIO DEL SOFTWARE AFGROW - Trabajo de grado para optar el título de Ingeniero mecánico – Presentada Ante Universidad Austral de Chile – Escuela de Ingeniería Mecánica - Valdivia - CHILE - por Humberto José ALMONACID ALARCÓN,.- Octubre de 2005 Pág. 60

cíclicos resultantes, pueden provocar daño físico microscópico en los materiales involucrados. Incluso estos esfuerzos pueden estar por debajo del esfuerzo de fluencia del material, pudiendo este daño microscópico acumularse con los ciclos continuados hasta que se desarrolla una grieta u otro daño macroscópico que provoca la falla del componente. Este proceso de daño y falla en conjunto con cargas cíclicas, es llamado fatiga. Cualquier carga que varíe con el tiempo puede causar falla por fatiga. El carácter de estas cargas llega a variar de manera importante de una a otra aplicación. En equipo de servicio (vehículos de todo tipo), las cargas tienden a ser, a lo largo del tiempo, bastante variables en amplitud y frecuencia e incluso pueden ser de naturaleza aleatoria.

El carácter de la función carga-tiempo en el equipo de servicio no se define tan fácilmente. La mejor información proviene de mediciones reales efectuadas sobre equipos en servicio u operadas bajo condiciones simuladas de servicio. La industria aeronáutica instrumenta aeronaves de prueba, y registra fuerza, aceleración y datos de deformación durante el vuelo. La figura 2.4 nos muestra un ejemplo de las variaciones de esfuerzo durante el vuelo de una aeronave.

Figura 2.4 Variaciones de esfuerzo durante el vuelo de una aeronave

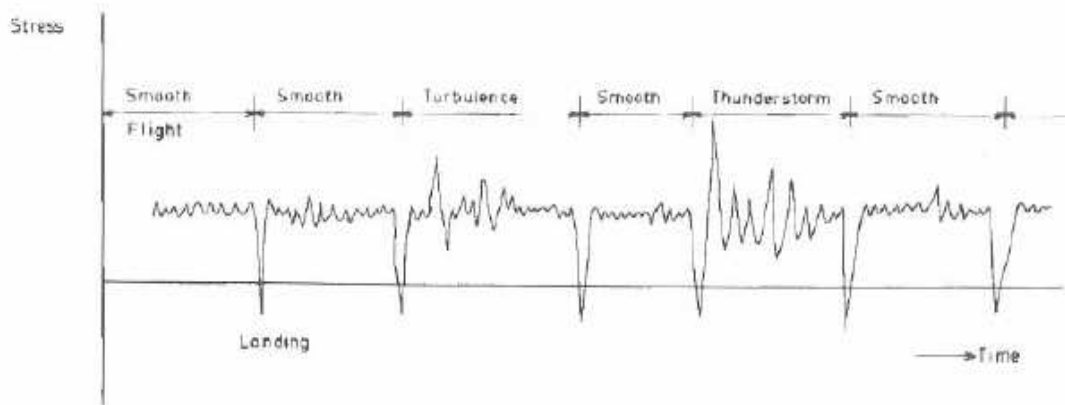


Figura Fuente: ALMONACID ALARCÓN, Humberto José. Análisis De Fatiga En La Estructura Del Helicóptero Bell Uh-1h Por Medio Del Software AFGROW- Valdivia - CHILE, Octubre de 2005 Pág. 60

Las fallas por fatiga siempre empiezan en una grieta. La grieta pudiera haber estado presente en el material desde su manufactura o haberse presentado a lo largo del tiempo, por causa de las deformaciones cíclicas cerca de las concentraciones de esfuerzos. Una vez aparecida una microgrieta, se hacen operables los mecanismos de la mecánica de fractura. La grieta aguda crea concentraciones de esfuerzo superiores a los de la discontinuidad original, lo que provoca una zona plástica en el extremo de la grieta cada vez que el esfuerzo a tensión la abre, lo que achata su extremo y reduce la concentración efectiva de esfuerzos. La grieta crece un poco. Cuando el esfuerzo se alterna desde un régimen de esfuerzo a compresión hasta cero o hasta un esfuerzo a tensión lo bastante inferior, la grieta se cierra, la fluencia plástica cesa momentáneamente y de nuevo la grieta se vuelve aguda, aunque con una dimensión mayor. Este proceso continúa en tanto el esfuerzo local en la punta de la grieta esté alternando desde por debajo del punto de fluencia a tensión, hasta por encima.

La historia de una grieta que se desarrolla en un componente sometido a fatiga tiene típicamente tres etapas: una etapa de iniciación, una de propagación estable y finalmente una propagación acelerada que conduce al fallo del componente. La primera fase se designa como fatiga de *Etapa I*. El deslizamiento de los cristales que se extiende a través de varios granos continuos, las inclusiones e imperfecciones superficiales se suponen que tienen una función. Como casi todo esto es invisible para el observador, sólo diremos que la *Etapa I* implica varios granos. La segunda fase, la de crecimiento de la grieta, se llama fatiga de *Etapa II*. El avance grieta (es decir, la creación de una nueva área de la grieta) proporciona evidencia de que se puede observar en micrográficas de un microscopio electrónico. El crecimiento de la grieta es ordenado. La falla final ocurre durante la fatiga de *Etapa III*, aunque no implica la fatiga. Cuando la grieta es lo suficientemente larga, de tal forma que $K_I = K_{IC}$ para la amplitud del esfuerzo implicado, entonces se produce el fallo catastrófico.

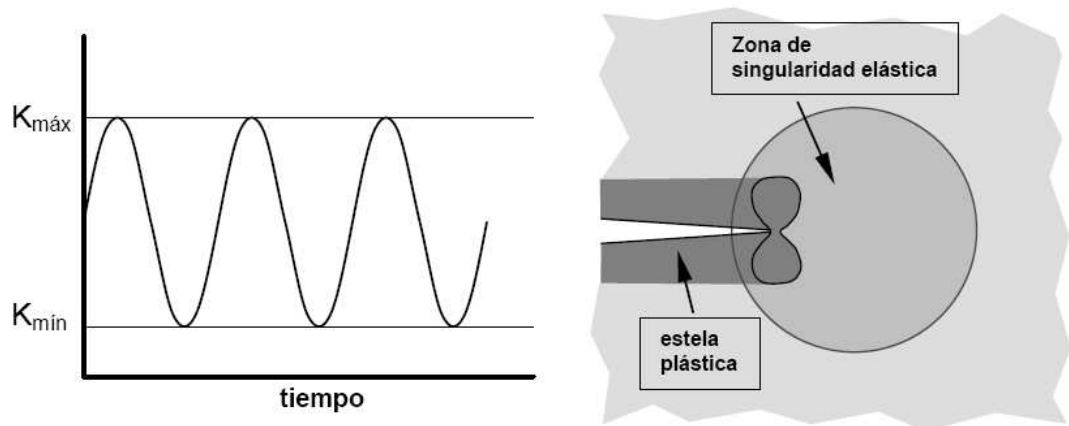
Una grieta en una aleación de aluminio puede pasar entre un 85 y 90 % de su vida en la *Etapa I*, entre un 5 y un 8 % en la *Etapa II* y entre un 1 y 2 % en la etapa de fallo catastrófico. La *Etapa III* generalmente carece de interés, debido a que la velocidad de crecimiento es tan grande, que la cantidad de ciclos consumidos apenas cuenta en la vida de la pieza. Sea una grieta propagándose bajo factores de intensidad de esfuerzo cíclicos. En la punta de la grieta se forma una zona plástica cíclica, y la grieta deja una estela afectada por plasticidad. (Figura 2.5) Si la zona plástica es lo suficientemente pequeña como para estar contenida dentro de la zona de singularidad elástica, las condiciones en la punta de la grieta están definidas unívocamente por el factor K actual, y la tasa de crecimiento de la grieta está caracterizada por K_{min} y K_{max} . La relación funcional queda expresada de la siguiente forma:

$$\frac{da}{dN} = f_1 (\Delta K, R)$$

Ecuación 2.15

Donde: $\Delta K = K_{MAX} - K_{MIN}$ y $R = \frac{K_{MIN}}{K_{MAX}} = \frac{\sigma_{MIN}}{\sigma_{MAX}}$ y $\frac{da}{dN}$ es el crecimiento de grieta por ciclos

Figura 2.5 Variaciones crecimiento de grieta por fatiga bajo condiciones de fluencia a pequeña escala



Fuente: ALMONACID ALARCÓN, Humberto José. Análisis De Fatiga En La Estructura Del Helicóptero Bell Uh-1h Por Medio Del Software AFGROW- Valdivia - CHILE, Octubre de 2005 Pág. 62

El número de ciclos requeridos para propagar una grieta de una longitud Inicial, a_0 , a una longitud final, a_F , está dado por:

$$N = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K, R)}$$

Ecuación 2.16

Si K_{MIN} ó K_{MAX} varían durante la aplicación de carga cíclica, el crecimiento de la grieta en un ciclo dado puede depender de la historia de carga además de los valores actuales de K_{MIN} y K_{MAX} :

$$\frac{da}{dN} = f_2(\Delta K, R, H)$$

Ecuación 2.17

Donde H indica la dependencia de la historia, que resulta de la deformación plástica previa. Dos configuraciones cargadas en forma cíclica con K y R idénticos no tendrán la misma tasa de crecimiento de la grieta si no están sujetas a la misma historia previa. La Figura 2.6 es un gráfico esquemático de $\frac{da}{dN}$ versus ΔK , que ilustra el comportamiento típico de la propagación de grietas en metales. Se distinguen las tres regiones antes mencionadas. A valores intermedios de ΔK , la curva es lineal, pero la tasa de crecimiento de la grieta se desvía del patrón lineal a valores altos y bajos de ΔK . En el primer caso, la tasa de crecimiento de la grieta acelera a medida que K_{MAX} se aproxima a K_C (resistencia a la fractura del material). En el otro extremo, $\frac{da}{dN}$ se acerca a cero a un ΔK mínimo, ΔK_{TH} , que corresponde al umbral de crecimiento de la grieta.

Figura 2.6 Comportamiento típico de crecimiento de grietas por fatiga en metales



Fuente: ALMONACID ALARCÓN, Humberto José. Análisis De Fatiga En La Estructura Del Helicóptero Bell Uh-1h Por Medio Del Software AFGROW- Valdivia - CHILE, Octubre de 2005 Pág. 64.

La región lineal de la figura puede ser descrita por la ley:

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \quad \text{Ecuación 2.18}$$

Donde

$$\Delta K_I = \beta \sqrt{\pi^* a} (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) = \beta \sqrt{\pi^* a} \Delta \sigma \quad \text{Ecuación 2.19}$$

Donde C y m son constantes del material determinadas experimentalmente. De acuerdo con la ecuación 2.23, la tasa de crecimiento de la grieta depende sólo de

$\Delta K \cdot \frac{da}{dN}$ es insensible a la razón R en la *región II*. La ecuación 2.25 se conoce como la ley de Paris.

la expresión para determinar el número de ciclos para alcanzar la longitud crítica de grieta según Paris es:

$$N - N_i = \frac{1}{C} \int_a^{a_{critico}} \frac{da}{(\Delta K_I)^m} = \frac{1}{C} \int_a^{a_{critico}} \frac{da}{(\beta)^m * (\Delta \sigma)^m * (\pi * a)^{\frac{m}{2}}} \quad \text{Ecuación 2.20}$$

La predicción de los ciclos de vida (o duración) implica el conocimiento de la longitud inicial de la grieta a , del factor de la geometría β y del tamaño de la grieta

donde $K_I = K_{IC}$

CAPÍTULO 3 - GENERALIDADES SOBRE EL BEECHCRAFT MENTOR T-34

⁹El T-34 Mentor es un entrenador militar básico monomotor, de propulsión a hélice derivado del Beechcraft 35 Bonanza. Las primeras versiones del T-34 datan de fines de los años cuarenta, sin embargo, éste ha sido modernizado cambiando la propulsión de un motor a pistón a uno turbohélice. Es una aeronave que después de cincuenta años, aún continúa en servicio activo en muchas fuerzas aéreas del mundo

El primer vuelo del prototipo, ocurrió el 2 de diciembre de 1948 y fue realizado por el piloto de pruebas de la Beechcraft, Vern Carstens. La Fuerza Aérea de Estados Unidos, ordenó tres aeronaves de prueba que recibieron la designación YT-34. Una larga competencia siguió para la elección, y en 1953 la Fuerza Aérea le da la denominación de T-34A Mentor, mientras que la Marina le sigue en mayo de 1955 con el T-34B. El T-34A se mantuvo en producción entre 1953 y 1956, y producciones bajo licencia fueron hechas en Argentina, Canadá y Japón. La Fuerza Aérea de Estados Unidos mantuvo sus unidades operativas hasta comienzos de los sesenta, mientras que la Marina de los Estados Unidos los mantuvo operativos los T-34B hasta comienzos de los setenta. En 2007, todavía varias fuerzas armadas mantienen sus Mentor en servicio activo.

⁹ [www. en.wikipedia.org](http://www.en.wikipedia.org) . Internet

Figura 3.1 Beechcraft T-34 Fuerza Aérea Colombiana

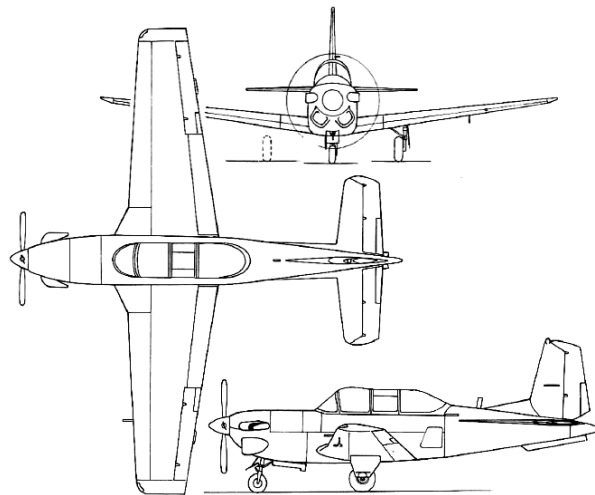


Fuente: www.airliners.net

Este equipo presta su servicio a la Fuerza Aérea Colombiana, y se encuentra asignado a la Escuela Militar de Aviación Marco Fidel Suárez, cuna de la aviación militar Colombiana, ubicada en Cali-Valle, y su tarea es de servir como entrenador primario de los futuros pilotos de combate de nuestra fuerza. El 02 de noviembre de 2006 celebró los 50 años de servicio, como equipo de entrenamiento y con algo más de cinco décadas de alumnos de la Fuerza Aérea Colombiana.

Actualmente la Escuela Militar de Aviación capacita al año a unos 20 pilotos y con la remotorización, cambio en la hélice y reforzamiento de la estructura, se logró incrementar la instrucción en un 50 por ciento, al capacitar a 40 alumnos anualmente.

Figura 3.2. Beechcraft T-34



Fuente: www.airliners.net

Tabla 3.1 Características Beechcraft T-34

PESOS		
Peso al despegue	1950 kg	4299 lb
Peso al vacío	1342 kg	2959 lb
DIMENSIONES		
Envergadura	10.16 m	33 ft 4 in
Longitud	8.75 m	28 ft 8 in
Altura	2.92 m	9 ft 7 in
Superficie alar	16.68 m ²	179.54 sq ft
DESEMPEÑO		
Velocidad de crucero	396 km/h	246 mph
Techo	9145 m	30000 ft
Autonomía	1311 km	815 miles

Fuente: www.airliners.net

3.1 DEFINICIONES DE CARGAS

Cargas límite: son las cargas máximas que se presenta en el avión durante su vida útil. Este criterio se utiliza en el diseño de la estructura del avión para llevar al límite de su resistencia mecánica de cada uno de sus elementos sin sufrir deformaciones permanentes. Mientras actúen cargas menores que los límites la deformación de la estructura debe ser tal que no interfiera con la operación segura del avión.

Cargas últimas o de diseño: Son las cargas trabajan al límite de la resistencia mecánica, y se multiplicadas por un factor de seguridad (F.S.) En general el factor de seguridad es 1,5.

Factores de carga: El término factor de carga se define como el factor por el cual las fuerzas que actúen sobre el avión en vuelo, normalmente designado con el símbolo n , y dichas fuerzas aerodinámicas actúan durante la aceleración del avión cuando la fuerza de sustentación actúa, el factor de carga se define positivo.

$$n = \frac{L}{W}$$

Ecuación 4.1

Donde L es la sustentación y W es el peso del avión.

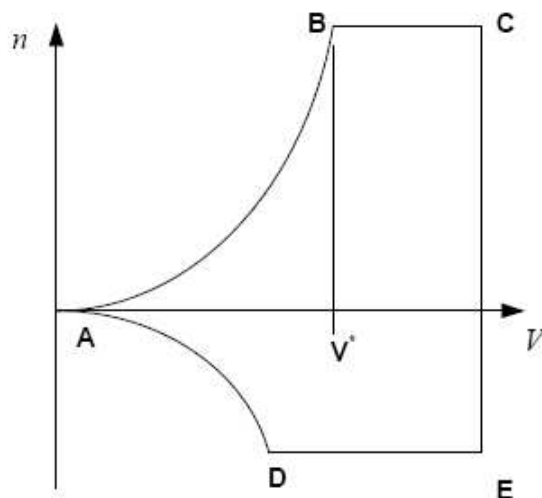
Las solicitaciones impuestas sobre el avión pueden ser tratadas en términos de factores de carga. Los factores de carga límite son los factores de carga máximos que pueden ocurrir durante el servicio de un avión en particular.

Los factores de carga de diseño son iguales a los factores de carga límite multiplicados por el factor de seguridad, y estas cargas de diseño deben ser soportadas por la estructura sin ruptura o colapso.

3.2 EL DIAGRAMA V-n

El diagrama velocidad Vs factor de carga, se utiliza para analizar las limitaciones estructurales y aerodinámicas para un avión:

Figura 3.3. Esquema de un diagrama V/n



. **Fuente:** VEGA PERRY, Mario Eduardo. *Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño* - Trabajo de grado para Magister

En el tramo A B del diagrama representa la limitación aerodinámica definida por la máxima sustentación que pueden generar las alas del avión a velocidad de crucero que será el umbral a analizar en este proyecto de grado. En esta condición el ángulo de ataque es 0, la fuerza máxima de sustentación está dada por:

$$L = \frac{1}{2} CL_{MAX} \rho_0 S V_{\alpha i}^2 \quad \text{Ecuación 4.2}$$

Donde se define que CL_{MAX} es el máximo coeficiente de sustentación que puede desarrollar el avión, ρ_0 la densidad del aire al nivel del mar, S es la superficie del ala y $V_{\alpha i}$ es la velocidad indicada relativa del aire respecto del avión en nuestro caso en la velocidad de crucero.

Por lo tanto el factor de carga expresado en función de la velocidad entre A y B queda:

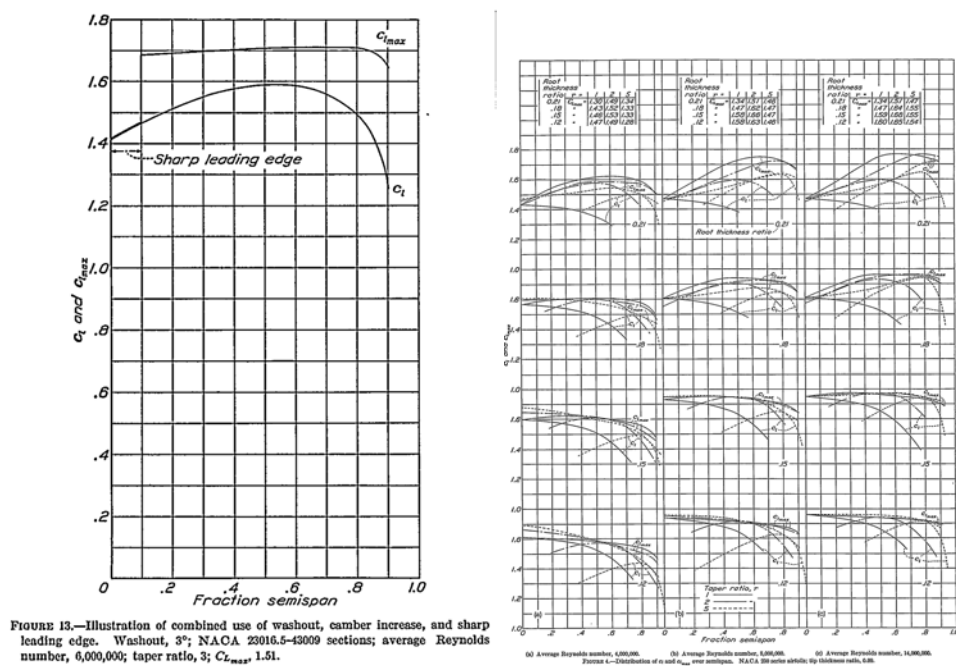
$$n_{AB} = \frac{CL_{MAX} \rho_0 S V_{\alpha i}^2}{2W} \quad \text{Ecuación 4.3}$$

3.3 DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES SOBRE LOS PERFIL NACA 23016.5 Y 23012

La distribución de presiones sobre el ala se obtendrá componiendo la distribución de presiones sobre el perfil del ala con una distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala.

La distribución de presiones del perfil, o distribución bidimensional, se obtendrá para un valor del ángulo de ataque 0° . Cada ángulo de ataque tiene un coeficiente de sustentación asociado y su relación es conocida de resultados experimentales para los perfiles NACA 23016.5 para la raíz y 23012 a seguir

FIGURA 3.4. Datos de experimentación para Los perfiles NACA. 23016.5 y 23012



Fuente: www.naca.org

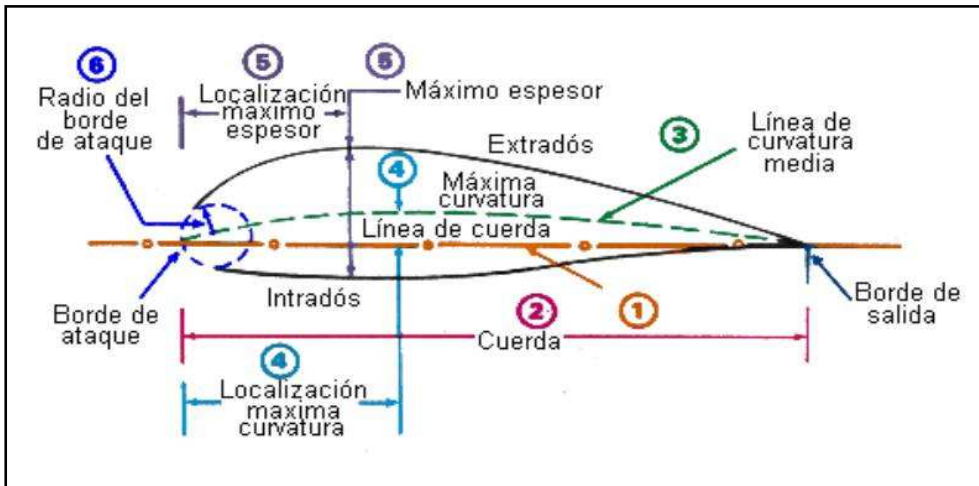
La distribución de presiones sobre el perfil, para cada ángulo de ataque dentro del rango lineal, deberá entregar presiones que generen coeficientes de sustentación de acuerdo a los datos de la figura 3.4

Conocidas las distribuciones de presión un ángulo para un ángulo de ataque de 0° , se procederá a determinar la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala. Al conocer el coeficiente de sustentación para cada estación del ala, y la distribución de presiones asociada a este coeficiente de sustentación, se habrá determinado la distribución de presiones para toda el ala. Para realizar los cálculos se ha desarrollado un programa en MATLAB, compuesto por varias funciones que realicen tareas específicas. Además de los valores de las presiones interesa tener una representación gráfica de estas y calcular coeficientes aerodinámicos y reacciones para el ala. Los perfiles NACA 23016.5 para la raíz y 23012 pertenecen a la serie 5

3.3.1 Nomenclatura de los perfiles NACA para 5 dígitos

Para el cálculo de perfil NACA de 5 dígitos se calcula la forma ligeramente diferente para el perfil de 4 dígitos. Los dígitos son interpretarse como:

FIGURA 3.5. Ubicación de partes de un perfil alar asimétrico



Fuente : <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/foil4.html>

$$\text{NACA} - \overbrace{\underbrace{X}_{C_l} \underbrace{XX}_p}_{CID} \underbrace{XX}_t$$

Ecuación 3.4

Donde los tres primeros dígitos es la asignación combadura línea (*CID*) el primer dígito da el diseño ascensor coeficiente (C_l) cuando se multiplican en décimas con 3/2, los próximos dos dígitos da la posición de combadura máximo (p) en décimas de cuerda longitud dividida por 2, y los dos últimos dígitos de la espesor máximo (t) en porcentaje de longitud de cuerda. Para calcular la forma son los siguientes pasos a realizar:

1. Calcular las coordenadas y_c así :

$$y_c = \frac{k1}{6}(x^3 - 3mx^2 + m^2(3-m)x) \quad \text{para } 0 < x < m$$

$$y_c = \frac{k1}{6}(m^3(1-x)) \quad \text{para } m < x < 1 \quad \text{Ecuación 3.5}$$

Tabla 3.2 Cuadro para el cálculo de la línea media combadura

Asignación 3 primeros dígitos de perfil	Posición de máximo combadura	m	$K1$
210	0.05	0.0580	361.400
220	0.10	0.1260	51.640
230	0.15	0.2925	15.957
240	0.20	0.2900	6.643
250	0.25	0.3910	3.230

2) Calcule las coordenadas para X y Y así:

$$X_u = x - yt \sin(\theta)$$

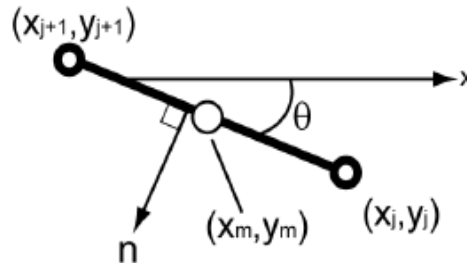
$$Y_u = yc + yt \cos(\theta)$$

$$X_l = x + yt \sin(\theta)$$

$$Y_l = yc + yt \cos(\theta) \quad \text{Ecuación 3.6}$$

3- donde es el ángulo de la media combadura línea gradiente en la coordenada x (Figura 3.5) y subíndices u y l significa parte superior e inferior de la aerodinámica.

FIGURA 3.6 Geometría del panel



Fuente: VEGA PERRY, Mario Eduardo. *Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño* - Trabajo de grado para Magíster Concepción - CHILE, Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción - Octubre de 2001
Pág. 86

3.3.2 Método para generar la distribución de presiones – Método de panel

El método de panel, es un método matemático para computadora y su objetivo principal es hallar coeficientes de presión, de elevación y de momento para un plano aerodinámico dado

Considere un plano aerodinámico inicial y de velocidad V_∞ y α ángulo de ataque. Donde n es el vector unitario de la normal en la superficie del plano aerodinámico y direccionado desde el cuerpo al fluido, y t es el vector unitario tangencial de la superficie. Donde el ángulo entre el vector unitario tangencial y el eje x de las abscisas esta dado por θ . Se denotan i y j vectores unitarios en la dirección x y respectivamente, así:

$$n = -\sin \theta_i + \cos \theta_j$$

$$t = \cos \theta_i + \sin \theta_j$$

Ecuación 3.7

Se supone que el contorno aerodinámico del perfil se divide en $N - 1$. Los paneles están definidos por puntos del límite y se toma como primera coordenada $(x_1; y_1)$ en el borde inferior a ras de la superficie y en sentido de las manecillas del reloj alrededor del plano aerodinámico, al fin del el borde de salida superior con coordenada (x_N, y_N) . El panel en medio (x_i, y_j) y (x_{i+1}, y_{j+1}) es llamado el j -*enésimo* y el punto medio (x_m, y_m) en el panel se denomina punto de control.

La V de velocidad en cualquier coordenada (x, y) esta definido:

$$V = U + v$$

Ecuación 3.8

Donde U es la velocidad libre del fluido y v el disturbio generado por el campo del volumen ocupado por el cuerpo dentro de dicho fluido, estas dos velocidades pueden calcularse como:

$$U = V_{\infty}(\cos \alpha_i + \sin \alpha_j)$$

$$v(x, y) = \int v_s q_j(s) ds_j + \int v_v \tau_j(s) ds_j$$

Ecuación 3.9

En la Ecuación 3.9 el campo de perturbación está calculado por la carga y el vórtice de flujos elementales. En la primera integral $q_j(s)ds_j$ es la carga del fluido para elemento j y en la segunda integral $\tau_j(s)ds_j$ es la fuerza de la vorticidad para el mismo elemento. Una carga en un panel es causado por la inducción de la velocidad v_s en cualquier punto (x, y) . Y un vórtice en un panel es causado por la inducción de la velocidad v_v en el mismo punto (x, y) . Las velocidades inducidas satisfacen la condición de irracionalidad y la condición libre del límite de la corriente:

$$u = \frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \psi}{\partial y} = V^\infty \cos \alpha$$

$$v = \frac{\partial \phi}{\partial y} = -\frac{\partial \psi}{\partial x} = V^\infty \sin \alpha$$

Ecuación 3.10

Para satisfacer la condición del límite en el cuerpo, la superficie del mismo necesita una línea aerodinámica:

$$\psi = \text{constante} \quad \text{o} \quad \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$$

Ecuación 3.11

Si los componentes normales y tangenciales de la velocidad en un punto de control i están implícitos en $(V^n)_i$ y $(V^t)_i$, respectivamente, luego el límite acondicionado en la Ecuación 3.10, se puede expresar así :

$$(V^n)_i = 0 \quad i=1,2,\dots,N \quad \text{Ecuación 3.12}$$

Conviene escribir la Ecuación 3.8 en términos de componentes de velocidad $(V^n)_i$ y $(V^t)_i$:

$$\begin{aligned} (V^n)_i &= \sum_{j=1}^N A_{ij}^n q_j + \sum_{j=1}^N B_{ij}^n \tau_j + V_\infty \sin(\alpha - \theta_i) \\ (V^t)_i &= \sum_{j=1}^N A_{ij}^t q_j + \sum_{j=1}^N B_{ij}^t \tau_j + V_\infty \cos(\alpha - \theta_i) \end{aligned} \quad \text{Ecuación 3.13}$$

En Ecuación 4.12 $A_{ij}^n, B_{ij}^n, A_{ij}^t, B_{ij}^t$, son conocido como “*coeficiente de influencia*” y están definidos como la velocidad inducida en el punto de control $(x_m; y_m)$. Están relacionados con la geometría del plano aerodinámico por las siguientes expresiones:

$$A_{ij}^n = \begin{cases} \frac{1}{2\pi} [\sin(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij} + 1}{r_{ij}} + \cos(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij}] & i \neq j \\ \frac{1}{2} & i = j \end{cases} \quad \text{Ecuación 3.14}$$

$$A_{ij}^t \begin{cases} \frac{1}{2\pi} [\sin(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij} - \cos(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij} + 1}{r_{i,j}}] & i \neq j \\ 0 & i = j \end{cases} \quad \text{Ecuación 3.15}$$

$$B_{ij}^n = -A_{ij}^t, \quad B_{ij}^t = -A_{ij}^n, \quad \text{Ecuación 3.16}$$

$$r_{ij+1} = [(x_{m1} - x_{j+1})^2 + (y_{m1} - y_{j+1})^2]^{1/2}$$

$$r_{ij} = [(x_{m1} - x_j)^2 + (y_{m1} - y_j)^2]^{1/2}$$

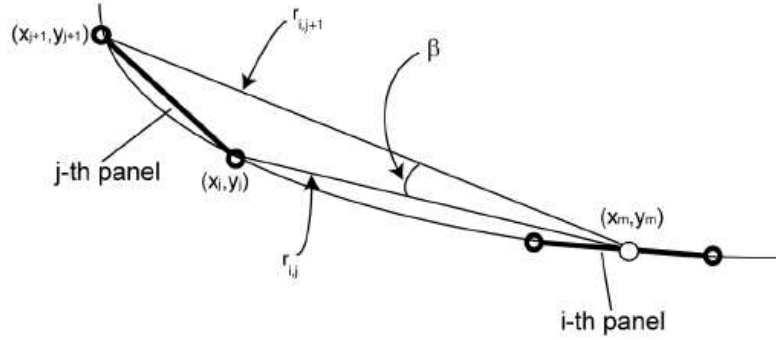
$$x_{mi} = \frac{1}{2}(x_i - x_{i+1}), \quad y_{mi} = \frac{1}{2}(y_i + y_{i+1})$$

$$\theta_i = \arctan\left(\frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i}\right), \quad \theta_j = \arctan\left(\frac{y_{j+1} - y_j}{x_{j+1} - x_j}\right)$$

$$\beta_{ij} \begin{cases} \arctan\left(\frac{(y_{mi} - y_{j+1})(x_{mi} - x_j) - (x_{mi} - x_{j+1})(y_{mi} - y_i)}{(x_{mi} - x_{j+1})(x_{mi} - x_j) + (y_{mi} - y_{j+1})(y_{mi} - y_i)}\right) & i \neq j \\ \pi & i = j \end{cases}$$

Se debe tener en cuenta que las variables con un índice son ya sea columnas o vectores de fila mientras que las variables con dos índices son matrices. (FIGURA 3.5)

Figura 3.7 Definición de β y la geometría del panel



Fuente: VEGA PERRY, Mario Eduardo. *Diseño Asistido Por Computador De Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios De Tolerancia Al Daño* - Trabajo de grado para Magíster Concepción - CHILE, Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción - Octubre de 2001
Pág. 86

Usando la condición Kutta, y la magnitud de las velocidades tangenciales en el borde de arrastre debe ser igual y al frente de adentro signo:

$$(V^t)_N = -(V^t)_1 \quad \text{Ecuación 3.17}$$

Se asume que la vorticidad es constante en todos los paneles:

$$\tau_j = \tau \quad \text{Ecuación 3.18}$$

Con velocidad del flujo es igual a cero en dirección de la normal y constante τ (Ecuación 3.11), bien de la Ecuación 3.12:

$$\sum_{j=1}^N A_{ij}^n q_j + \tau \sum_{j=1}^N B_{ij}^n + V_{\infty} \sin(\alpha - \theta_i) = 0 \quad i=1,2,\dots,N \quad \text{Ecuación 3.19}$$

Donde q_j son desconocidos donde $j = 1; 2; \dots; N$, y. τ se denota como un sistema de Ecuaciones algebraicas ahora puede ser escrito de la siguiente forma:

$$A \vec{c} = \vec{b} \quad \text{Ecuación 3.20}$$

Dónde

$$A = \begin{bmatrix} a_{1,1} & \dots & a_{1,N} & a_{1,N+1} \\ a_{2,1} & \dots & a_{2,N} & a_{2,N+1} \\ a_{N,1} & \dots & a_{N,N} & a_{N,N+1} \\ a_{N+1,1} & \dots & a_{N+1,N} & a_{N+1,N+1} \end{bmatrix} \quad \text{Ecuación 3.21}$$

Con

$$\vec{c} = (q_1, \dots, q_N, \tau)^T \quad \text{Y} \quad \vec{b} = (b_1, \dots, b_N, b_{N+1})^T \quad \text{Ecuación 3.22}$$

El exponente τ en la expresión para \vec{c} . Los elementos a_{ij} en A se describe así:

$$a_{ij} = A_{ij}^n \quad ij = 1, 2, \dots, N \quad \text{Ecuación 3.23}$$

$$a_{i,N+1} = \sum_{j=1}^N B_{ij}^n \quad i = 1, 2, \dots, N \quad \text{Ecuación 3.24}$$

$$a_{N+1,j} = A_{1,j}^t + A_{N,j}^t \quad j = 1, 2, \dots, N \quad \text{Ecuación 3.25}$$

$$a_{N+1,N+1} = \sum_{j=1}^N (B_{1,j}^t + B_{N,j}^t) \quad \text{Ecuación 3.26}$$

Los componentes de b que vienen de la Ecuación 4.18

$$b_i = -V^\infty \sin(\alpha - \theta_i) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad \text{Ecuación 3.27}$$

Y

$$b_{N+1} = -V^\infty \cos(\alpha - \theta_1) - V^\infty \cos(\alpha - \theta_N) \quad \text{Ecuación 3.28}$$

Con ambos A y b conocida, c fácilmente puede calcularse tomando la inversa de A . Cuando las fuentes y vorticidad son conocidos, las velocidades se pueden calcular con Ecuación 3.12

Cuando las velocidades son desconocidas el coeficiente de presión puede calcularse así:

$$C_{pi} = 1 - \left(\frac{V_i^t}{V^\infty} \right)^2 \quad i = 1, 2, \dots, N \quad \text{Ecuación 3.29}$$

Las fuerzas en cada panel luego pueden calcularse como:

$$f_{x,i} = C_{p,i} (y_{i+1} - y_i)$$

$$f_{y,i} = -C_{pi}(x_{i+1} - x_i) \quad \text{Ecuación 3.30}$$

La fuerza total en las direcciones x y y son luego la suma de la fuerza en cada uno de los panel. Después de la convención se de nomina Anderson, Las fuerzas totales se convierten en:

$$C_a = \sum_{I=1}^N f_{x,i}$$

$$C_n = \sum_{i=1}^N f_{y,i} \quad \text{Ecuación 3.31}$$

Sabiendo las fuerzas del despegue y el momento, con el que los coeficientes pueden calcularse:

$$Cl = - C_a \sin(\alpha) + C_n \cos(\alpha) \quad \text{Ecuación 3.32}$$

$$C_m LE = \sum_{i=1}^N (f_{x,i} y_{m,i} - f_{y,i} x_{m,i}) \quad \text{Ecuación 3.33}$$

$$C_{m,c/4} = \sum_{i=1}^N (f_{x,i} y_{m,i} - f_{y,i} (x_{m,i} - c/4)) \quad \text{Ecuación 3.34}$$

3. 3.3 Distribución de presiones

Se desarrolló un programa en MATLAB con ayuda de expertos de la pagina Web <http://www.mathworks.com>, para calcula la distribución de presiones sobre el perfil aerodinámico y distribución de coeficientes de sustentación basado en el procedimiento expuesto en el ítem 3.3.2, este programa actúa sobre el perfil alar en este caso el NACA 23016.5 para la raíz y 23012, bajo condiciones de ángulo de ataque y velocidad relativa del aire, El programa incluye código permite visualizar el cálculo de la los puntos de presión aerodinámicas que actual sobre el.

Los archivos *Potential_Flow_Simulator.m* y *Generador_Perfil.m*, deberá ser ejecutados bajo el ambiente de MATLAB.

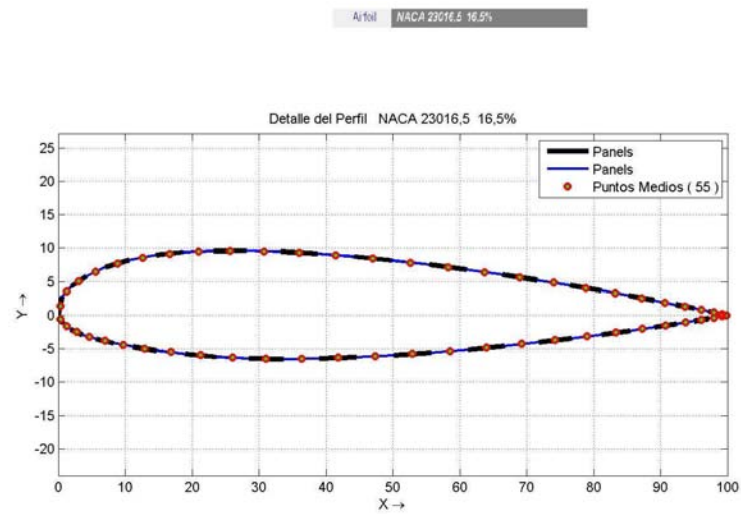
El Generador_Perfil.m debe ejecutarse para generar el contorno del perfil siempre y cuando sus características esta bajo las condiciones de perfiles NACA de 5 dígitos

El Potential_Flow_Simulator.m es un programa basado en la interfase grafica de MATLAB de nominada GUI (Graphical User Interfase) y esta constituida por un conjunto de comandos, instrumentos y métodos que por medio de los cuales el usuario se comunica el usuario con el programa, y durante la ejecución de las operaciones facilita la entrada y salida de los datos e información

Perfil NACA 23016.5 (Raíz)

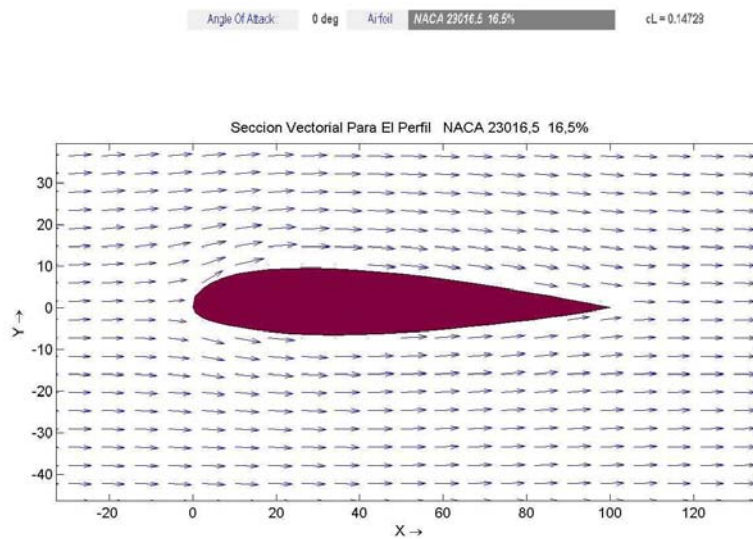
El análisis de distribución de presiones se realizaran con $\alpha = 0^\circ$ con velocidad de crucero

Figura 3.8 Distribución de los paneles y puntos medios para perfil NACA 23016,5



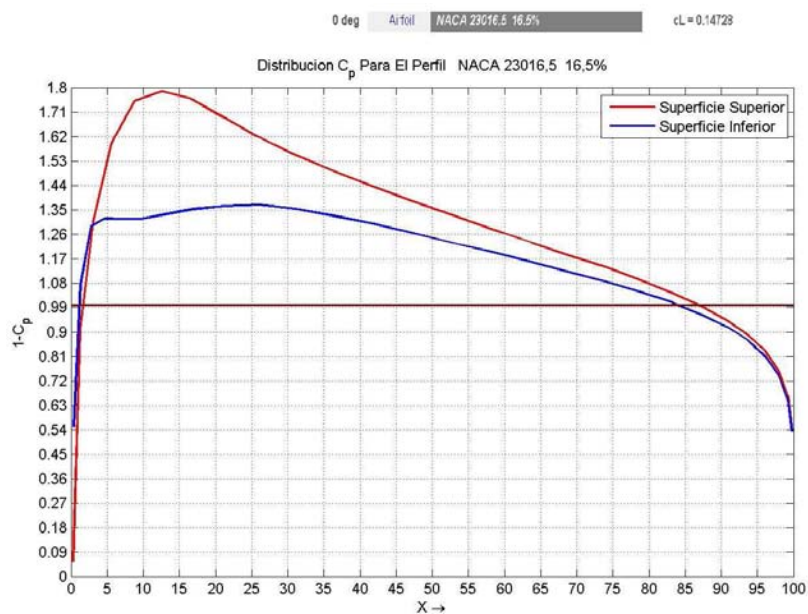
Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

Figura 3.9 Simulación del perfil NACA 23016.5 sumergido en el fluido



Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

Figura 3.10 Distribución de C_p para el perfil NACA 23016.5 con $\alpha = 0^\circ$



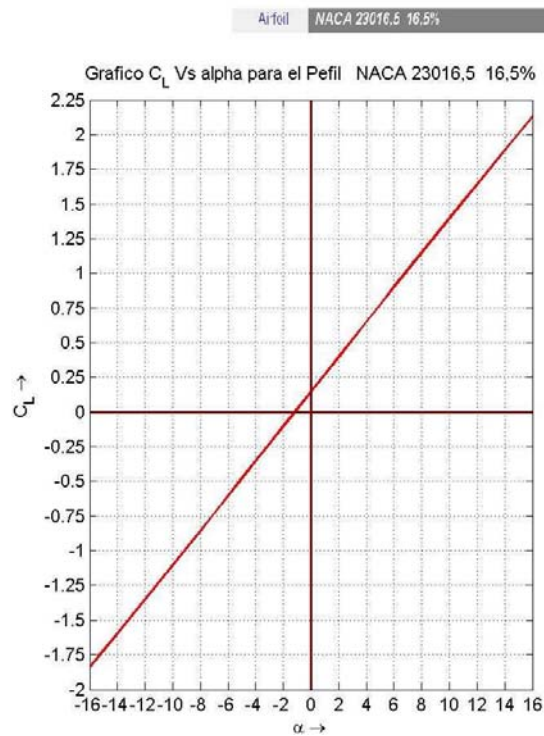
Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

TABLA 3.3 Datos de distribución de C_p para el perfil NACA 23016.5 con $\alpha = 0^\circ$

% x	C_p	% x	C_p
0,34	0,550231332	47,365	1,263283161
0,3	0,054513977	41,81	1,299516374
1,305	0,908416546	36,355	1,327853276
3,095	1,304814811	31,07	1,35376573
5,63	1,59481463	26,025	1,369327603
8,84	1,750666152	21,28	1,364361947
12,61	1,785419032	16,83	1,352886495
16,64	1,759105779	12,94	1,332912416
20,94	1,691929593	9,73	1,31658375
25,675	1,619653971	6,985	1,317200848
30,72	1,555889713	4,66	1,318692632
36,005	1,495647181	2,75	1,289163422

41,47	1,438209341	1,29	1,075183508
47,04	1,38287229		
52,645	1,330344921		
58,22	1,278178124		
63,695	1,22930892		
68,995	1,182285251		
74,05	1,137726334		
78,805	1,090652493		
83,2	1,043158382		
87,175	0,994956604		
90,675	0,942576597		
93,665	0,88878884		
96,105	0,827940768		
97,96	0,75399123		
99,21	0,662969288		
99,84	0,53400682		
99,845	0,53400682		
99,22	0,650557689		
97,98	0,740342269		
96,14	0,810230183		
93,72	0,870155447		
90,755	0,920312874		
87,275	0,965497679		
83,33	1,00783763		
78,97	1,045761178		
74,245	1,083529334		
69,215	1,119632401		
63,945	1,156440441		
58,5	1,193584131		
52,95	1,22752374		

Figura 3.11 Datos de distribución de de C_l para el perfil NACA 23016.5 para $\alpha = -16 - 0 - 16^\circ$



Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

Tabla 3.4 Datos de distribución de de C_l para el perfil NACA 23016.5 para $\alpha = -16^\circ \dots 0 + 16^\circ$

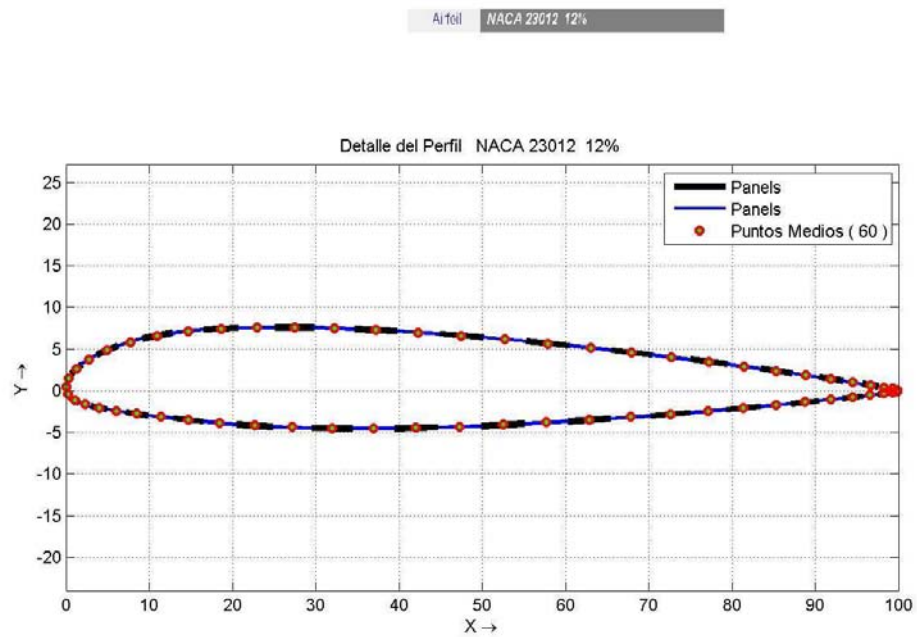
α	C_l	α	C_l
-16	-1,84321746	0	0,14727554
-15	-1,72142658	1	0,27292303
-14	-1,59911133	2	0,39848738
-13	-1,47630898	3	0,52393034
-12	-1,35305693	4	0,64921371
-11	-1,22939273	5	0,77429933
-10	-1,10535405	6	0,89914909
-9	-0,98097866	7	1,02372495
-8	-0,85630445	8	1,14798898
-7	-0,73136941	9	1,27190333

-6	-0,60621159	10	1,39543023
-5	-0,48086911	11	1,51853208
-4	-0,35538015	12	1,64117137
-3	-0,22978293	13	1,76331074
-2	-0,10411573	14	1,88491299
-1	0,02158319	15	2,00594107
		16	2,12635813

Perfil NACA 23012

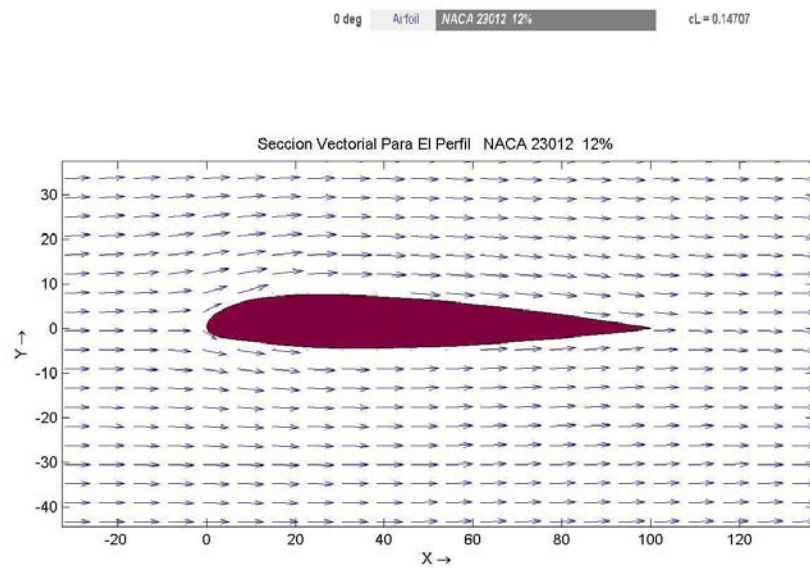
El análisis de distribución de presiones se realizara con $\alpha = 0^\circ$ con velocidad de crucero

Figura 3.12 Distribución de los paneles y puntos medios



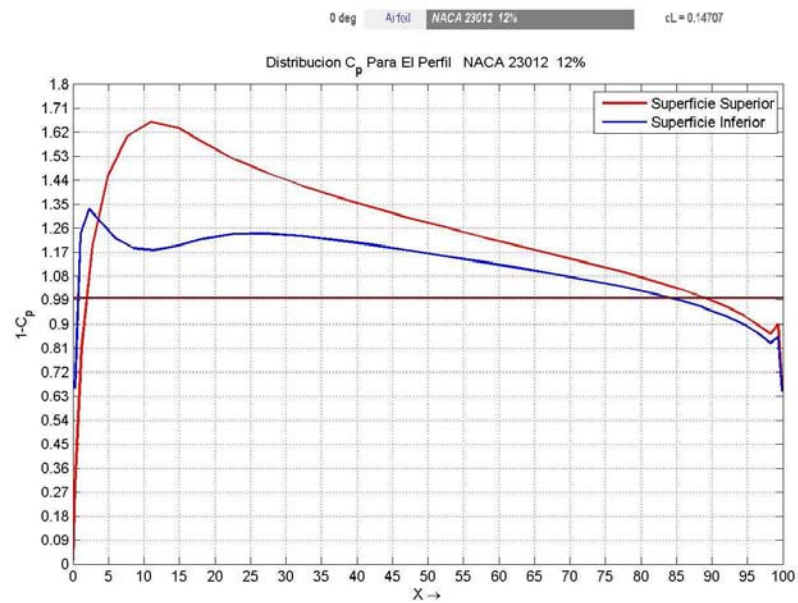
Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

Figura 3.13 Simulación del perfil NACA 23012 sumergido en el fluido



Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

Figura 3.14 Distribución de C_p para el perfil NACA 23012 con $\alpha = 0^\circ$



Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

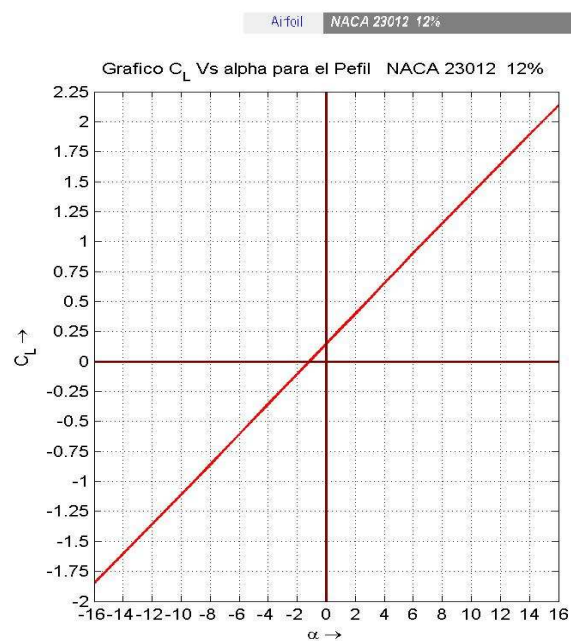
Tabla 3.5 Datos de distribución de de Cp para el perfil NACA 23012 con $\alpha = 0^\circ$

% x	Cp	% x	Cp
0,2665	0,65812087	52,5	1,15489846
0,0075	0,01255007	47,2665	1,17685134
0,3215	0,29242021	42,063	1,197613
1,2465	0,81008937	36,947	1,21620366
2,7975	1,19614252	31,9745	1,23129293
4,9665	1,45549793	27,2	1,24078865
7,7165	1,60483663	22,676	1,23985039
10,981	1,65841489	18,483	1,22106385
14,668	1,63693301	14,7185	1,1937785
18,671	1,57561651	11,411	1,17789471
22,9345	1,51408214	8,5315	1,18617278
27,4635	1,46427381	6,055	1,22191903
32,2385	1,41951902	3,972	1,28072512
37,207	1,3769951	2,293	1,33177004
42,315	1,33640686	1,045	1,23902838
47,507	1,2974019		
52,726	1,26024315		
57,9155	1,22492309		
63,0185	1,19088791		
67,979	1,15799824		
72,7435	1,12644782		
77,2595	1,09524208		
81,4775	1,0638746		
85,3515	1,03206664		
88,8395	0,9993879		
91,903	0,96509915		
94,5085	0,92968332		
96,628	0,89400505		
98,2385	0,86337912		
99,322	0,89915574		
99,865	0,64826797		
99,861	0,64826797		
99,3115	0,85250144		

98,222	0,82900668
96,602	0,86426327
94,47	0,90007824
91,8495	0,9331422
88,769	0,9634714
85,2625	0,99100009
81,3685	1,01683408
77,13	1,0411976
72,5935	1,0645968
67,8085	1,0874383
62,828	1,11019852
57,7065	1,13270897

Figura 3.15 Datos de distribución de de C_L para el perfil NACA 23012 para

$$\alpha = -16 - 0 - 16^\circ$$



Fuente *Potential_Flow_Simulator.m*

Tabla 4.6 Datos de distribución de de CI para el perfil NACA 23012 para $\alpha = -16^\circ \dots 0 + 16^\circ$

α	cL	α	cL
-16	-1,85095679	0	0,14707263
-15	-1,72870653	1	0,27319782
-14	-1,60592969	2	0,3992398
-13	-1,48266367	3	0,52516016
-12	-1,35894602	4	0,65092055
-11	-1,23481442	5	0,77648267
-10	-1,11030668	6	0,90180827
-9	-0,98546073	7	1,02685916
-8	-0,8603146	8	1,15159726
-7	-0,73490641	9	1,27598458
-6	-0,60927436	10	1,39998321
-5	-0,48345672	11	1,5235554
-4	-0,35749182	12	1,6466635
-3	-0,23141802	13	1,76927001
-2	-0,10527372	14	1,89133758
-1	0,02090264	15	2,01282904
		16	2,13370736

Según este análisis, para el perfil 23016.5, el $C_{p_{\max}} = 1,785419032$ y se encuentra a un $X(\%) = 12,61$, un $CI = 0,14727554$ con $\alpha = 0^\circ$, este mismo análisis para el perfil 23012, arroja que $C_{p_{\max}} = 1,65841489$ a un $X(\%) = 10,981$, el $CI = 0,14707263$ con $\alpha = 0^\circ$, se observa que el CI para ambos perfiles, son iguales, con esto concluimos que la sustentación es igual la lo largo de ala. Estés elemento es una superficie aerodinámica que le brinda la fuerza necearía para mantener avión en vuelo, debido al efecto aerodinámico provocado por la curvatura de la parte superior , cuando este circula por debajo (que en la mayoría de los casos es plana o con una curvatura menor que la superior) mantiene la misma velocidad y presión del aire relativo, pero al mismo tiempo aumenta la sustentación ya que

cuando este golpea la parte inferior del ala, lo impulsa hacia arriba contrarrestando la acción de la gravedad

CAPÍTULO 4 - DETERMINACIÓN DE LOS ELEMENTOS ESTRUCTURALES PRINCIPALES Y ANALISIS DE VIDA RESIDUAL

4. ANÁLISIS ESTATICO EN VUELO

El análisis estático en vuelo del Avión Beechcraft T-34 Mentor se realiza en primer lugar para tener el conocimiento de las fuerzas soportadas por el ala . Para efectos de cálculo el comportamiento del ala del avión se asume como una viga en voladizo.

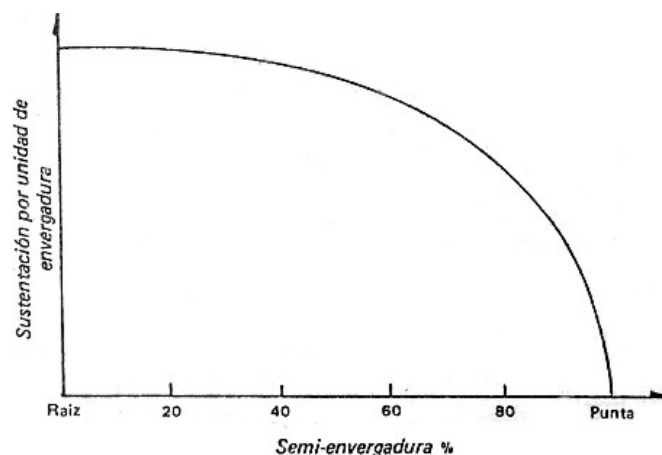
Para lograr el objetivo de este capítulo es necesario obtener la distribución de sustentación del ala en vuelo y así llegar a la fuerza puntual de sustentación del avión en la fase de crucero bajo las condiciones de vuelo recto y nivelado, posteriormente tener la ubicación de todas las fuerzas que actúan en la ala y obtener las fuerzas cortantes

4.1 CALCULO DE FUERZA PUNTUAL DE SUSTENTACION

Para obtener la fuerza puntual de sustentación se debe calcular la Distribución de Sustentación del ala de la raíz a la punta. Según la configuración del plano se genera una distribución de sustentación que obedecerá a las demandas de vuelo, ya sea en descolaje, crucero y aterrizaje, la sustentación se genera a través de todo el plano, comprometiendo toda la estructura desde su empotramiento hasta la punta del plano.

Esta variación de sustentación es de forma elíptica y su punto de mayor sustentación es en la raíz, y va decreciendo hasta llegar a un punto de menor sustentación en la punta.

Figura 4.1. Distribución típica de la carga de sustentación sobre de un ala



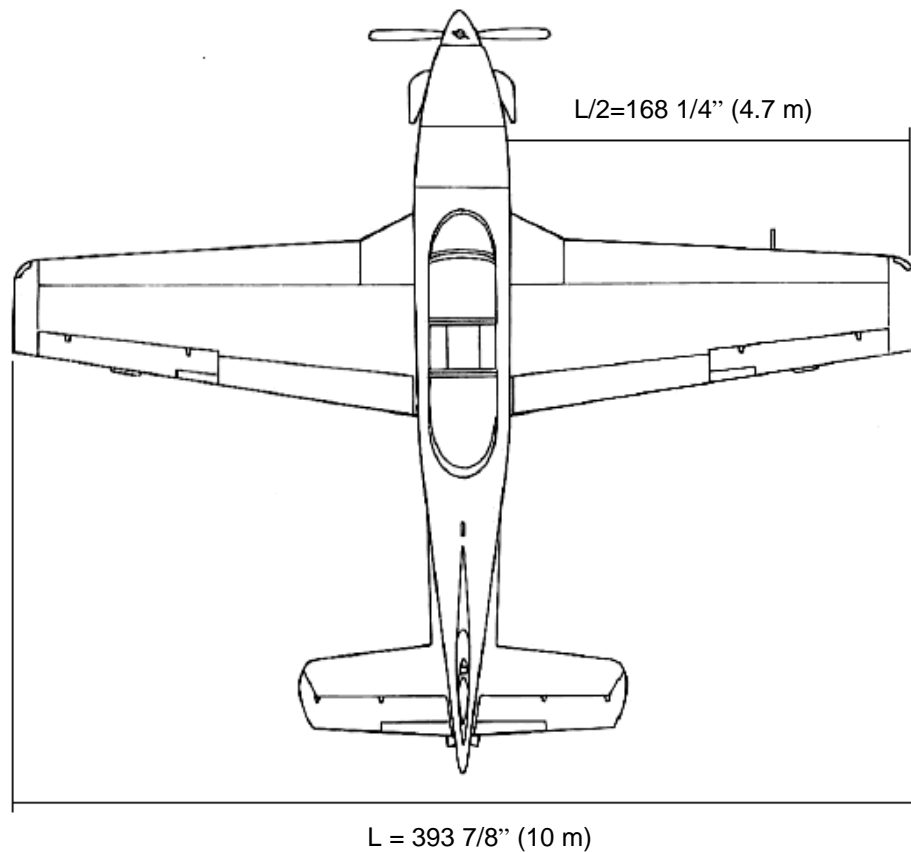
Fuente : <http://www.cuelas.edu.ar>

El objetivo es calcular las coordenadas para el estudio de la tendencia de la distribución, para ello el paso a seguir es la identificación de la mayoría de estos puntos para lograr desarrollar la función $f(x)$ que maneja la distribución del plano. Inicialmente se escogieron diez valores de porcentaje de semi-envergadura ($L/2$) a cada 10% de desplazamiento del punto, 0 (cero) o empotre del plano, hacia la punta del plano que sería el 100% o 4,27 metros.

La Figura 5.1 muestra el Beechcraft T-34 Mentor desde una vista superior en la cual se observan las estaciones de semi-envergadura tomadas para los cálculos de fuerza de sustentación; las partes seccionadas del ala derecha indican los

porcentajes de envergadura escogidos a analizar donde L = envergadura y $L/2$ = Semi-envergadura.

Figura 4.2. Envergadura Beechcraft T-34 Mentor



Fuente: www.airliners.net

Las coordenadas que se escogieron para (x) fueron cambiadas a los metros (m) que representa cada porcentaje (%), tomando en cuenta el siguiente patrón de conversión $L/2$ [m]:

$$\frac{L}{2} [m] = \frac{\frac{L}{2} \% * 4.7m}{100}$$

Ecuación 4.1

De esta manera en la Tabla 5.1 se pueden observar los siguientes resultados:

TABLA 4.1. Conversión porcentajes de envergadura a metros

L/2 [%]	L/2 [m]
100	4,70
90	4,23
80	3,76
70	3,29
60	2,82
50	2,35
40	1,88
30	1,41
20	0,94
10	0,47
0	0,00

Para esta caso C_L ya se definió en el capítulo 3 para el perfil con $\alpha = 0^\circ$ 0.14707 y también se defino L en la Ecuación 4,2 del capítulo 4 y q_∞ presión dinámica 13321 N/m² así:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad \text{Ecuación 4.2}$$

Con la cual despejo Lift (Sustentación) y se obtiene la fórmula:

$$L = C_L q_\infty c \quad \text{Ecuación 4.3}$$

Donde c en este caso es la cuerda perteneciente a cada porcentaje de envergadura definido anteriormente. Para el cálculo de L (Sustentación) es importante tener en cuenta los valores de Factor de Carga (n) y Factor de

Seguridad (f_s), para ello se adopta la norma de la FAR 23 que especifica un valor de factor de carga ($n=6$) para aeronaves de maniobra y un ($f_s = 1,5$). El objetivo de utilizar los factores de carga y de seguridad es obtener un margen de seguridad en el cual se pueda aprovechar un gran porcentaje de sustentación. Por lo tanto estos factores se calculan de forma independiente expresados en las Ecuaciones 4.2 y 4.3 de la siguiente manera.

$$L = \frac{C_L q_{\infty} c}{n} \quad \text{Ecuación 4.4}$$

$$L = \frac{C_L q_{\infty} c}{f_s} \quad \text{Ecuación 4.5}$$

Los valores constantes en esta fórmula equivalen a las especificaciones de la aeronave en crucero bajo las condiciones de vuelo recto y nivelado y se resumen de la siguiente forma

$$C_L = 0,14729$$

$$q_{\infty} = 13321 \text{ N/m}^2$$

$$n = 6$$

$$f_s = 1,5$$

El valor neto de la sustentación para una cuerda de 2 que es la máxima y se encuentra en la raíz del plano es de 2616,06, reemplazando estos valores en la Ecuación 4.4 se obtiene el valor de margen de seguridad de la sustentación de 654,016, equivalente a un 16.66%. El valor de margen de seguridad obtenido en la Ecuación 4.5 es de 435,57 equivalente a un 66.66%, por lo tanto el valor escogido es el primero, con el factor de carga, ya que se está aprovechando un 83.34% de sustentación para la realización de los cálculos y la fórmula a utilizar es la Ecuación 4.4

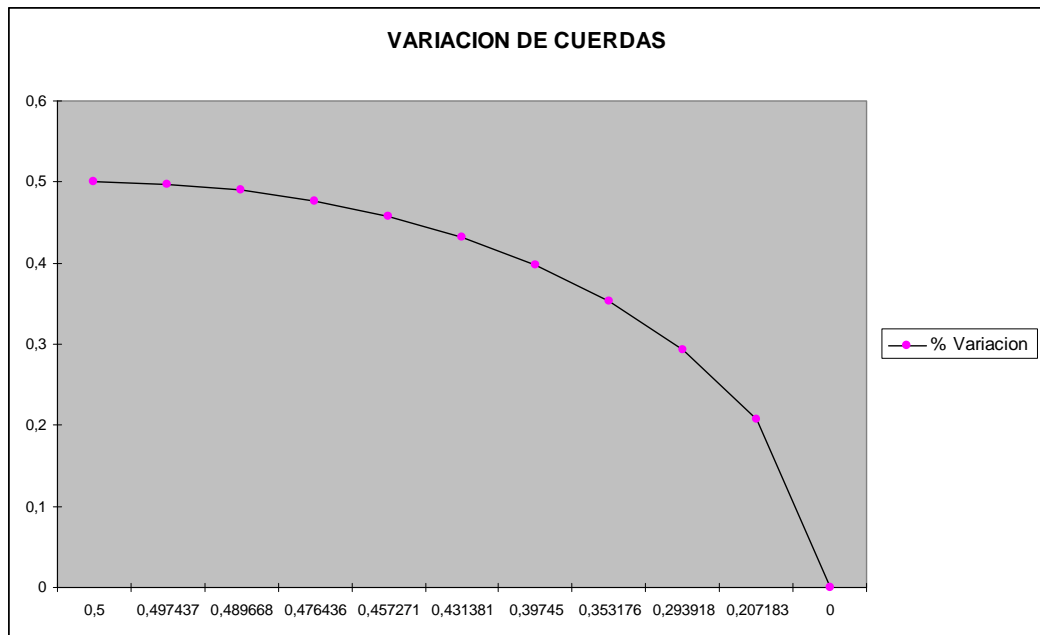
El siguiente paso a seguir es calcular las cuerdas (c) ala porcentaje de envergadura y para ello es necesario tener en cuenta la variación de cuerdas de la raíz a la punta que en este caso es de 0,5 %. El cálculo de esta variación en cada porcentaje de envergadura definido es de forma elíptica, ya que el perfil de un ala es elíptico y existe una variación de ángulos de raíz a punta de plano a lo largo de la envergadura.

La Tabla 2 indica la variación de cuerdas por cada porcentaje de envergadura y la figura # muestra esta variación en forma gráfica

Tabla 4.2. Variación de Cuerdas por porcentaje de envergadura

L/2 [m]	Variación Cuerdas (c)%
0	0,5
0,47	0,497437118
0,94	0,489667995
1,41	0,476436418
1,88	0,457271211
2,35	0,431381075
2,82	0,397450177
3,29	0,35317638
3,76	0,293918084
4,23	0,207183366
4,7	0

Figura 4.3 Variación de Cuerdas por porcentaje de envergadura



La variación de cuerdas obtenida en cada porcentaje de envergadura se debe sumar a 1,5 que equivale a la distancia del rectángulo asumido a lo largo del elemento en la distribución de áreas del Ala derecha del Avión Beechcraft T-34 Mentor .Por lo tanto obtenemos las siguientes cuerdas en cada porcentaje de envergadura en la Tabla 4.3 de la siguiente manera:

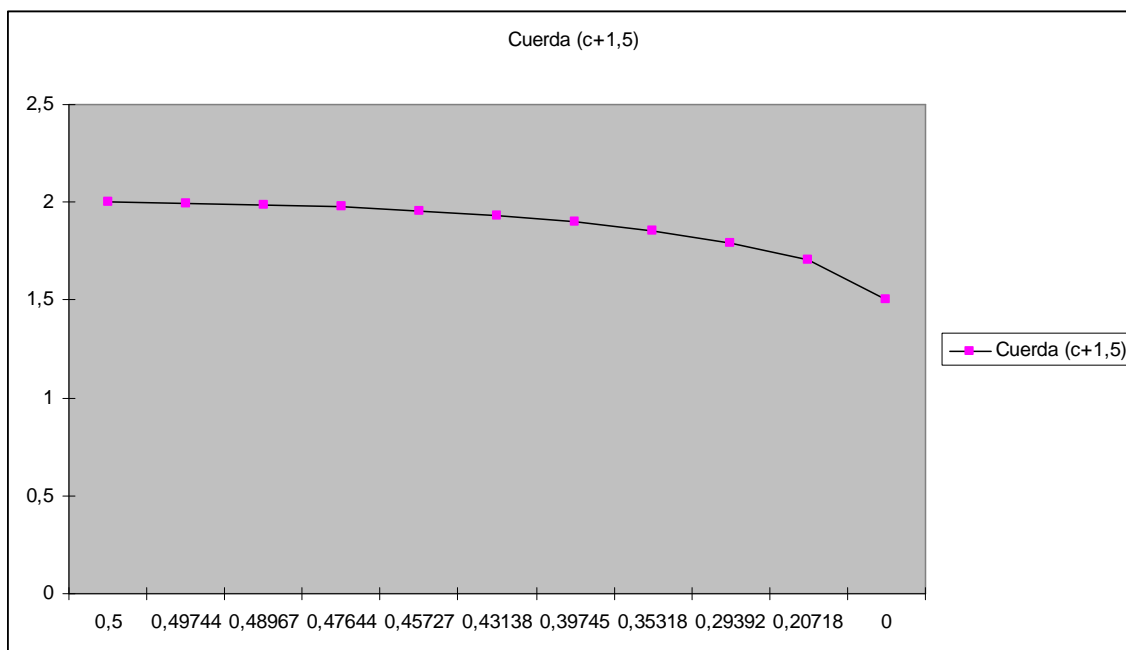
Tabla 4.3. Cuerdas equivalentes a porcentajes de envergadura

L/2 [m]	Variación Cuerdas %	Cuerda (c+1,5)
0	0,5	2
0,47	0,497437118	1,99743712
0,94	0,489667995	1,989668
1,41	0,476436418	1,97643642
1,88	0,457271211	1,95727121
2,35	0,431381075	1,93138108
2,82	0,397450177	1,89745018

3,29	0,35317638	1,85317638
3,76	0,293918084	1,79391808
4,23	0,207183366	1,70718337
4,7	0	1,5

La Figura 4.3 muestra de forma gráfica las cuerdas equivalentes a cada porcentaje de envergadura de la Figura 4.2

Figura 4.4 Cuerdas equivalentes a porcentajes de envergadura



Con los valores obtenidos de las cuerdas en cada porcentaje de envergadura se procede a calcular L para determinar las coordenadas en (Y). La Tabla 5.3 muestra los valores de L para cada cuerda

Tabla 4.3 Valores de Sustentación (L) para las cuerdas

Cuerda (c+1,5)	L_c {Sustentación}
2	1820.536667
1.997437118	1818.203756
1.989667995	1811.13177
1.976436418	1799.087485
1.957271211	1781.642003
1.931381075	1758.075032
1.897450177	1727.18881
1.85317638	1686.887774
1.793918084	1632.946824
1.707183366	1553.994957
1.5	1365.4025

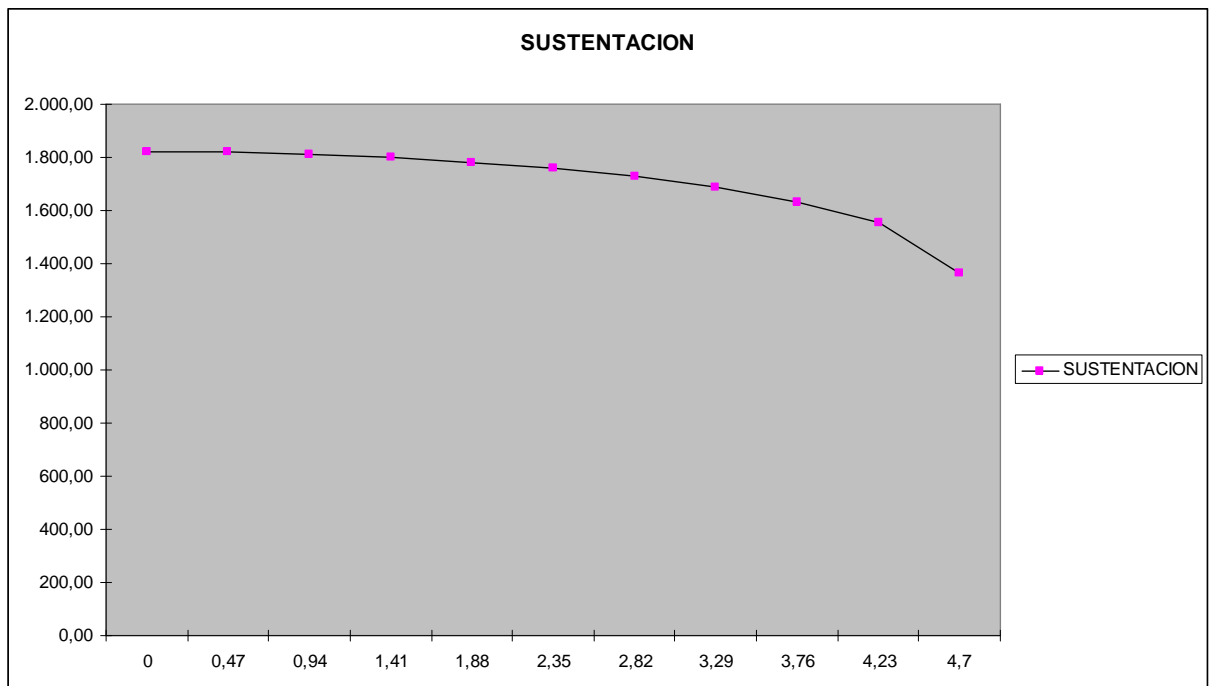
De esta manera la tabla a tener en cuenta para encontrar la función es la siguiente:

Tabla 4.4 . Valores de Sustentación (Y (Lc)) en cada porcentaje de envergadura (x [m])

L/2 [m]	Y (Lc)
0	1820,54
0,47	1818,20
0,94	1811,13
1,41	1799,09
1,88	1781,64
2,35	1758,08
2,82	1727,19
3,29	1686,89
3,76	1632,95
4,23	1553,99
4,7	1365,40

La Figura 4.4 muestra la distribución de sustentación del avión Beechcraft T-34 Mentor en la fase de crucero bajo las condiciones de vuelo recto y nivelado

Figura 4.5 Cuerdas equivalentes a porcentajes de envergadura



Para hallar la función polinómica $f(x)$ que representa esta curva se utilizó el método de “Polinomio de Interpolación de Newton con Diferencias Divididas”. Para calcular este polinomio se utilizó un programa en Matlab “Diferencia_newton.m” (ver anexos) ingresando los valores de la Tabla No 4.5

DIFERENCIAS DIVIDIDAS

X =	0	0.4700	0.9400	1.4100	1.8800	2.3500	2.8200	3.2900	3.7600	4.2300	4.7000
Y =	1.8205	1.8182	1.8111	1.7991	1.7816	1.7581	1.7272	1.6869	1.6330	1.5540	1.3654

Ecuación 4.5 Diferencias divididas de Newton aplicadas a la tabla de distribución de sustentación.

$$\begin{aligned}
 &1820.54 - 4.9787*(x-0) - 10.7062*(x-0)*(x-0.47) - 0.38527*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94) - \\
 &0.17078*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94)*(x-1.41) - 0.021801*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94)*(x- \\
 &1.41)*(x-1.88) - 0.02577*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94)*(x-1.41)*(x-1.88)*(x- \\
 &2.35) + 0.0046997*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94)*(x-1.41)*(x-1.88)*(x-2.35)*(x-2.82) - \\
 &0.010312*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94)*(x-1.41)*(x-1.88)*(x-2.35)*(x-2.82)*(x-3.29) - \\
 &0.0022161*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94)*(x-1.41)*(x-1.88)*(x-2.35)*(x-2.82)*(x-3.29)*(x- \\
 &3.76) - 0.027149*(x-0)*(x-0.47)*(x-0.94)*(x-1.41)*(x-1.88)*(x-2.35)*(x-2.82)*(x- \\
 &3.29)*(x-3.76)*(x-4.23)
 \end{aligned}$$

Ecuación 4.6

De esta manera se logra definir la función que establece la distribución de la sustentación a través del plano del Beechcraft T-34 Mentor.

La fuerza total soportada por la viga, que en este caso sería la sustentación total generada por el plano (Ecuación 4.6), es igual en magnitud al área total “A” bajo la curva de la carga

$$W = \int \partial A = A$$

$$W = \int_0^{4.7} f(x) \partial x$$

$$W = 8079.1 \text{ kg}$$

Ecuación 4.7

Este es el valor de la Fuerza Puntual de sustentación que está aplicada en el centroide del área de la distribución de la sustentación. Con la determinación del centroide obtenemos la posición donde se va generar esta concentración de la carga de sustentación.

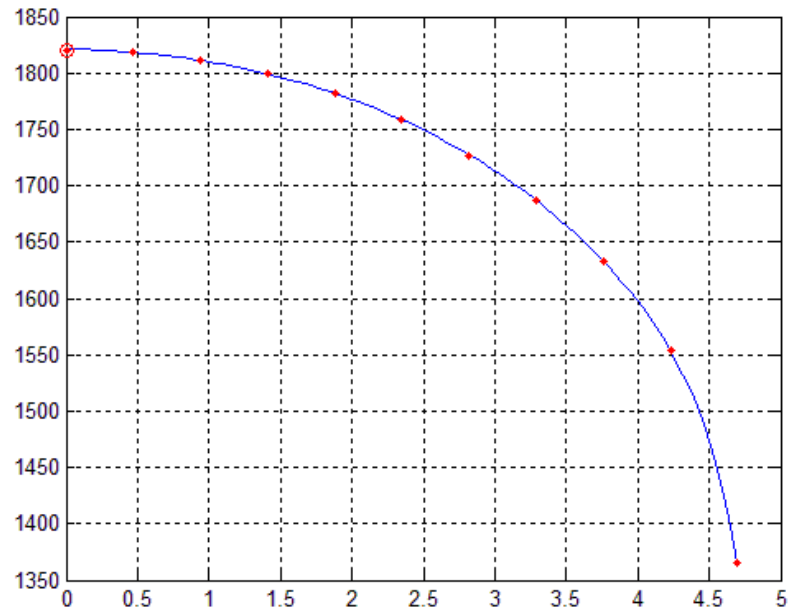
Para obtener la distancia del centroide en x , procedemos a hallarlo por integración, de la siguiente forma:

Definimos el área que genera esta distribución integrando la función $f(x)$ desde el punto de empotre 0 hasta 4 metros que sería la punta del plano. La Figura 4.5 muestra el área bajo la curva para efectuar la integración del cálculo del centroide, en donde:

$$a = 4.7 \text{ m}$$

$$b = 1820,537 \text{ N/m}$$

Figura 4.6 Distribución de Sustentación (área bajo la curva en forma elíptica)



$$W = \int_0^{4.7} f(x) dx$$

$$W = 8079,1 \text{ Kg}$$

Ecuación 4.8

1) Tomamos la diferencia vertical para hallar el área.

2) El primer momento del elemento diferencial con respecto del eje y es $\overline{X_{el}} \partial A$ por esta razón, el primer momento de toda el área con respecto de dicho eje es

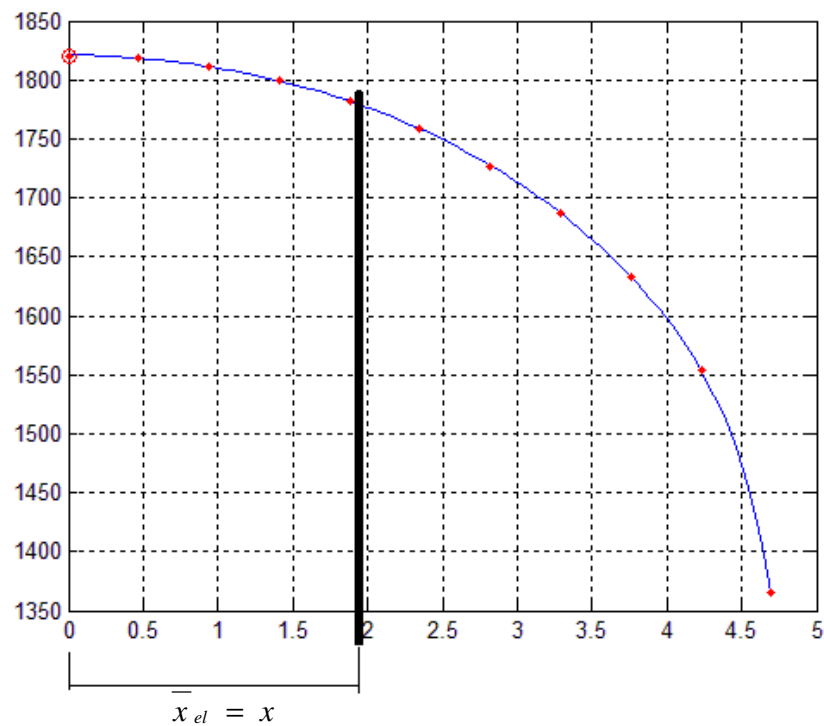
$$Q_y = \int \overline{X_{el}} \partial A = \int xy dx$$

$$Q_y = 13323.69$$

Ecuación 4.9

La Figura 4.6 muestra un diferencial de área (dA) tomado del área bajo la curva para indicar la posición del centroide.

Figura 4.7. Posición del centroide en el área bajo la curva a partir de un diferencial de área (dA)



Así, obtenemos:

$$\bar{x}A = \int x_{el} dA$$

$$\bar{x} 8079.1 = 13334.20$$

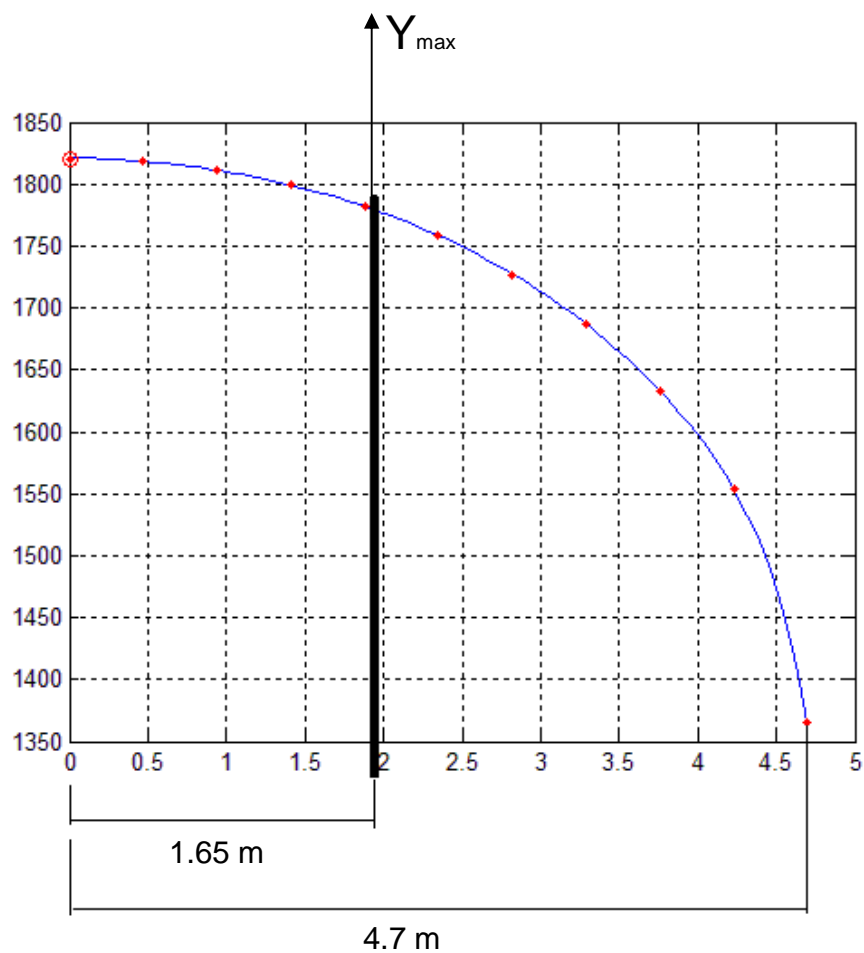
$$\bar{x} = 1.65 \text{ m}$$

Ecuación 4.10

De esta manera se obtiene la distancia en la que se encuentra el centroide del área de distribución de sustentación y por lo tanto donde se posiciona la fuerza total soportada por la viga.

La distribución de las cargas y la posición del centroide en el ala se pueden observar en la Figura 4.7

Figura 4.8. Distribución de las cargas de sustentación



4.2 DETERMINACIÓN DEL ELEMENTO ESTRUCTURAL PRINCIPAL

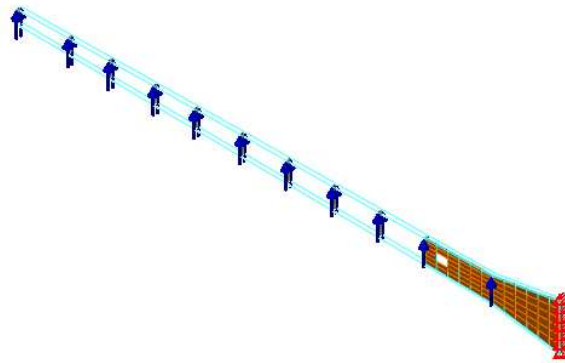
Una vez determinada la carga máxima soportada por el ala Beechcraft T-34 Mentor, se determinarán a partir de la función que cumplen en la estructura y del nivel de esfuerzo al que están sometidos los EEP. La distribución de esfuerzos se determinará mediante un modelo de elementos finitos en ALGOR.

4.2.1 Viga principal

El elemento a analizar es la viga principal, por ser el que soporta el mayor valor de la carga aerodinámica. Esto se debe a que los anclajes delantero y trasero permiten rotación alrededor del eje de los pernos que une el ala al fuselaje en esos puntos. Además, los anclajes delantero y trasero soportan gran parte de la carga de torsión que impone sobre el ala el momento de cabeceo. No se distingue sobre la viga principal una distribución de esfuerzos que indique torsión. Esto simplificará el análisis de tolerancia al daño dentro de los componentes del elemento.

En vuelo de crucero alcanza una carga máxima que alcanza 8079.1 Kg. distribuida a lo largo de ella, su análisis se llevara a cabo como un elemento empotrado, como se ilustra en la figura 4.9:

Figura 4.9. Distribución de las cargas de a lo largo de viga central



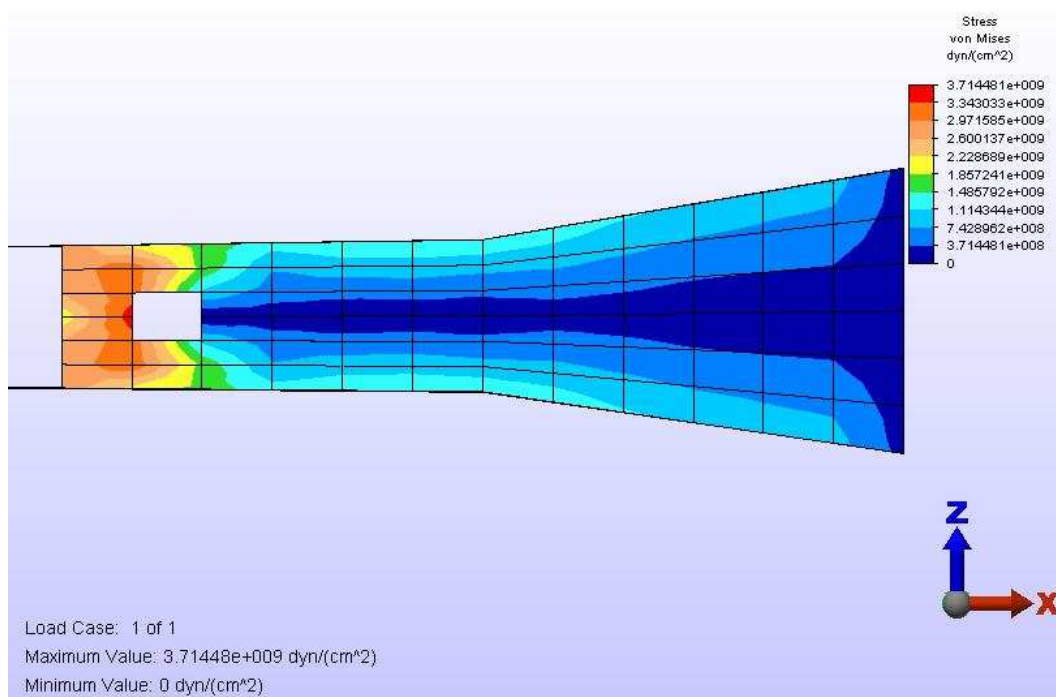
A continuación en la tabla 4.5, se ilustran los valores de las cargas distribuidas a lo largo de viga

Tabla 4.5 .Valores de distribución de la carga aerodinámica a lo largo de viga central

X (m)	W (Kg)	Difrencia en Carga
1,08477	1.970,50	1.970,50
1,4198	2.574,80	604,30
1,78184	3.223,70	648,90
2,14388	3.867,40	643,70
2,49948	4.493,00	625,60
2,84892	5.100,20	607,20
3,17285	5.654,00	553,80
3,52219	6.241,90	587,90
3,84613	6774	532,10
4,23977	7.399,50	625,50
4,7	8.079,00	679,50
Total		8.079,00

Una vez distribuida la carga a lo largo de la viga, se simula, y los resultados se muestran en la figura 4.10

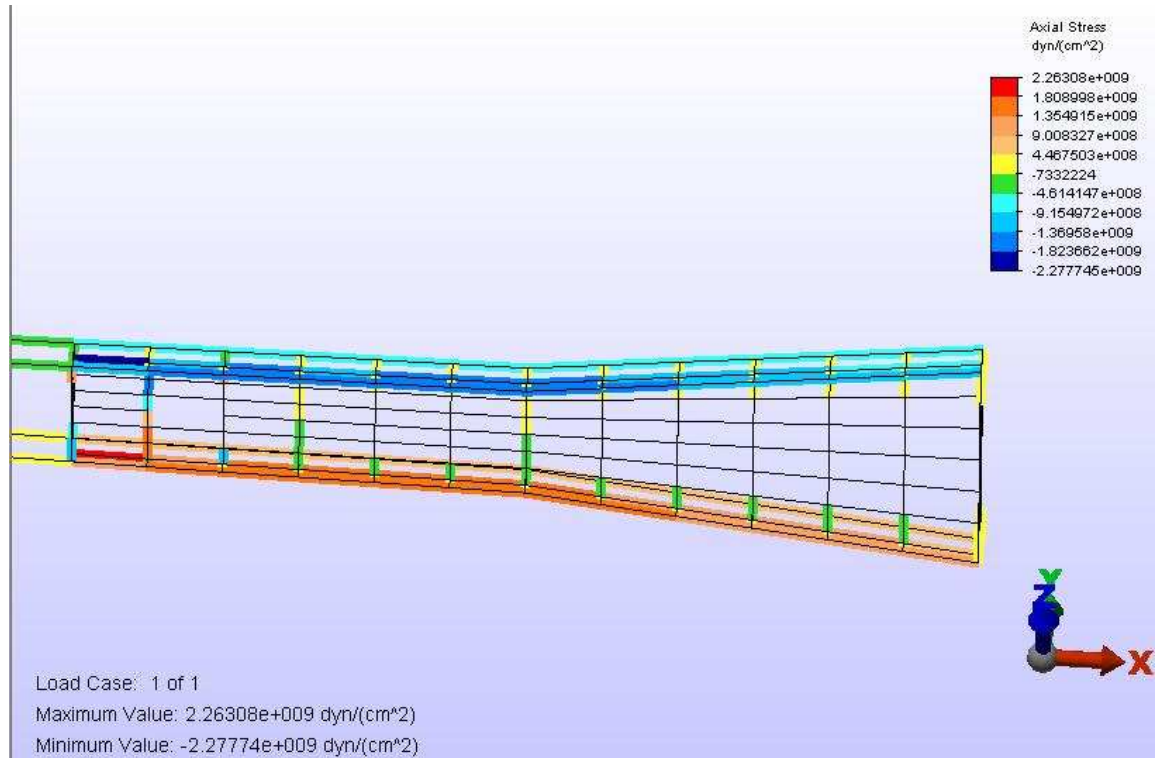
Figura 4.10. Esfuerzo máximo



Y el máximo valor de esfuerzo es de 3.71448E9 dinas/cm², equivalen a 371.4 Mpa

Se concluye que el mayor esfuerzo se encuentra en borde la placa de rigidez de la viga en la parte de media, mas precisamente donde va ubicado el tren de aterrizaje, que se ubica a 3 1/8" del borde de la placa, en ese lugar vamos estimar nuestro tamaño de grieta inicial

Figura 4.11. Distribución de la carga aerodinámica a lo largo de viga



En la figura 4.11, se ilustra que el mayor valor esfuerzo, es encuentra en la parte inferior de viga, cuando la aeronave se encuentra en vuelo

4.2.2 Análisis de tolerancia al daño con un tamaño de grieta inicial

Para realizar este análisis en ciertas zonas ya especificada, debemos de tener en cuenta los siguientes parámetros iniciales para el material: ¹⁰

$\sigma_{aluminio 2024T3} = 390Mpas$, $K_{IC} = 34Mpas\sqrt{m}$, tamaño inicial de grieta 0.005", esto se debe a que el la Fuerza Aérea Colombiana se hace es tipo de inspecciones de forma visual, este tamaño es el mínimo detectables, esto expuesto en la pagina 12

¹⁰ MECANICA DE FRACTURAS – Editorial Limusa 2ª edición - Jorge Luis González Velazquez - Octubre de 2004 - Pagina 75

de este estudio, esta grieta crecerá hasta un tamaño de 3 1/8" que será el tamaño final . El esfuerzo máximo de trabajo, que resulta análisis de la viga que es de 370,4 Mpa.

¹¹Para determinar los ciclos reales generados por la estabilidad de la dinámica lateral de ala en vuelo, NACA realizo varios experimentos dentro del un túnel de viento ubicado en *Langley Aeronautical Laboratory*, en *Langley Field* , Va, efectuados en el año de 1967 y concluyeron que una velocidad de 130 millas/hora 195 ciclos / hora vuelo, a velocidad de crucero de 246 millas/hora 698 ciclos / hora de vuelo.

Para el análisis, según con los datos anteriormente expuestos, calculamos los ciclos de toma la grieta para crecer hasta llegar al tamaño catastrófico, esto sería cuando alcance un tamaño de 3 1/8", para esto invocamos el criterio de Paris y Erdogan a continuación

$$N = \frac{1}{C \sqrt{(\sigma\pi)^3 (1 - \frac{1}{2})}} [a_f^{0.5} - a_i^{0.5}] \quad \text{Ecuación 4.11}$$

donde N equivale a los ciclos necesarios para ocasionar el daño. Así :

$$N = \frac{1}{1.96 * 10^{-9} (370.4\sqrt{\pi})^3 (-0.5)} [(79.375^{-0.5}) - (0.127^{-0.5})] \quad \text{Ecuación 4.12}$$

N= 1332783.5 Ciclos

¹¹ NACA – RESEARCH MEMORANDUM COD . 3-1176-00111-2128- for the Civil Aeronautics Administration – Flying Qualities Of A High – Performance Personal – Owner Airplane – By James J. Adams and James B. Whitten - Langley Aeronautical Laboratory – Langley Field , Va.- 1967 paginas 7 – 8

1332783.5 son ciclos necesarios para que la grieta alcance un daño catastrófico, teniendo en cuenta que cada hora de vuelo se presenta 698 ciclos, según lo anterior, este daño se presentara a no menos de 1910 horas de vuelo, si calculamos que cada avión vuela 300 horas al año, se afirma que con este tipo de falla estructural, el avión se operara al rededor de 6 años 4 meses aproximadamente

Seguido a esto, determinamos el tamaño de grieta crítico

$$a_c = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{IC}}{\sigma} \right)^2 \quad \text{Ecuación 4.13}$$

$$a_c = \frac{1}{\pi} \left(\frac{34 \text{ Mpa} \sqrt{\text{m}}}{370.4} \right)^2 \quad \text{Ecuación 4.14}$$

$$a_c = 2.68 \text{ mm}$$

Luego evaluaremos los ciclos que nos llevaría llegar a esta dimensión:

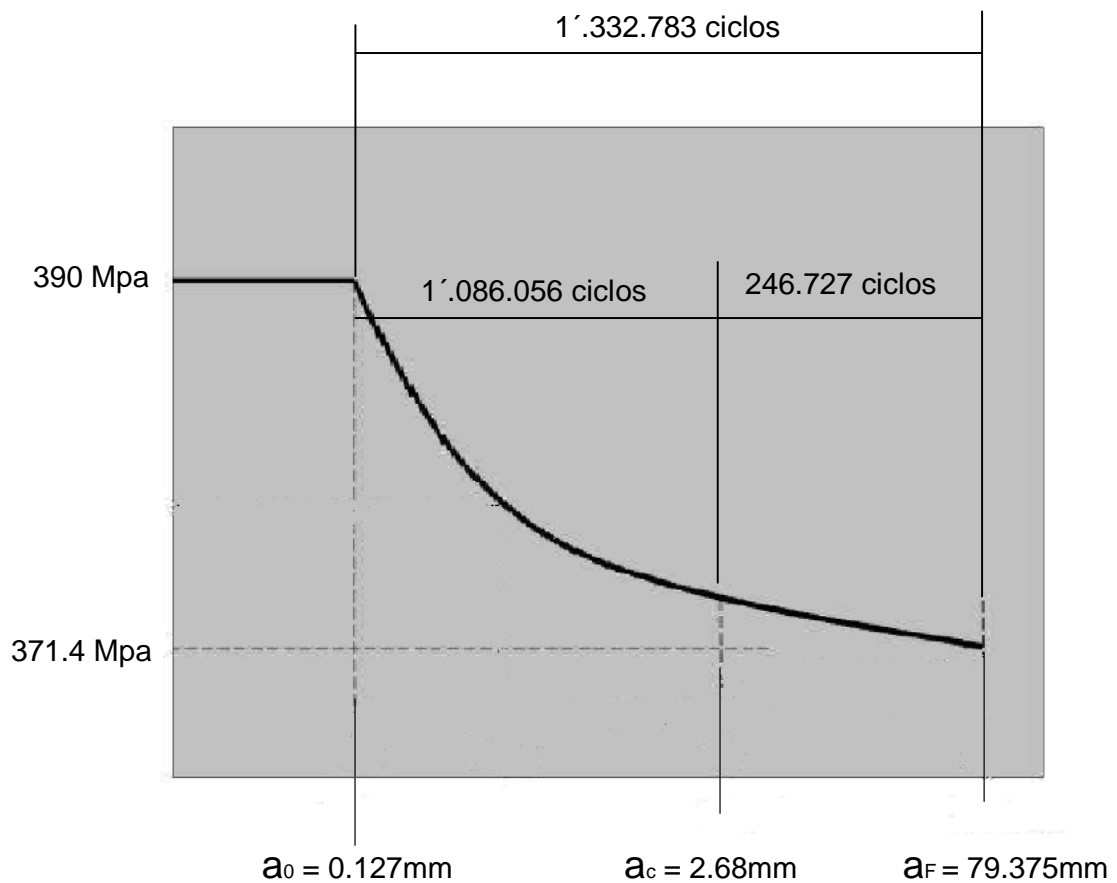
$$N = \frac{1}{1.96 * 10^{-9} (370.4 \sqrt{\pi})^3 (-0.5)} \left[(2.68^{-0.5}) - (0.127^{-0.5}) \right] \quad \text{Ecuación 4.15}$$

$$N = 1\,086.056 \text{ Ciclos}$$

El mismo análisis, si 1\,086.056 son ciclos necesarios para que la grieta alcance su tamaño crítico, teniendo en cuenta que cada hora de vuelo se presentan 698 ciclos, este daño ocurrirá a no menos de 1.556 horas de vuelo, si suponemos que cada avión vuela 300 horas al año, esta aeronave solo operará 5 años 1 meses aproximadamente hasta registrarse dicho daño

4.2.3 Gráfico de predicción de vida residual

Figura 4.12. Diagrama vida residual vs. Ciclos de trabajo



Fuente : Ingeniero Héctor Jaramillo . Profesor UAO

Este grafico se ilustra el comportamiento de la grieta a lo largo de la vida útil del elemento, tambien concluimos que este daño se encuentra dentro los parámetros esperados. Una vez alcanza la dimensión crítica, los ciclos para llegar al tamaño final o catastrófico se disminuyen.

Lo importante de este grafico, ilustrar lo cercano que se encuentra el esfuerzo de trabajo y el esfuerzo último del material, la consecuencia de esto es que los daños presentarlos durante la vida útil del elemento, se estimaría muy corta, por esta razón se sugiere que las inspecciones aumenten, recortando las horas de vuelos para realizarlos.

5. CONCLUSIONES

- Al determinar el comportamiento aerodinámico se observa que el coeficiente de sustentación es igual para ambos perfiles, con esto demostramos que esta carga es igual a lo largo del ala
- Al analizar el comportamiento del elemento de esfuerzo principal durante el vuelo de crucero, los espectros de carga se distribuyeron a lo largo del mismo, esto con el fin de analizar el comportamiento de cada uno de los componentes estructurales que la conforman, el resultado de este ejercicio demostro que el máximo esfuerzo se encuentra en la placa central que amarra la viga al fuselaje
- Después de la modelación del elemento estructural principal, se encontró que el esfuerzo de trabajo se encuentra muy cercano al esfuerzo último del material como se demuestra en la figura 4.2. La consecuencia de este pequeño umbral de vida residual cuando se presente este tipo de daño también se estimaría corta, siempre y cuando las condiciones de servicio no varíen
- Al realizar este tipo de estudios, no solo se comprende el comportamiento de estos elementos de una aeronave, sino también ayuda a los equipos de mantenimiento aumentar las inspecciones, disminuyendo el numero de horas de vuelo para realizarlos

6. BIBLIOGRAFÍA

- VEGA PERRY Mario Eduardo . DISEÑO ASISTIDO POR COMPUTADOR DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS MEDIANTE CRITERIOS DE TOLERANCIA AL DAÑO - Trabajo de grado para Magíster en Ciencias de la Ingeniería con Mención en Ingeniería Mecánica – Presentada Ante la Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción CHILE - Octubre de 2001

- GONZÁLEZ VELAZQUEZ Jorge Luis. MECANICA DE FRACTURAS – Editorial Limusa 2ª edición - Octubre de 2004

- ALMONACID ALARCÓN Humberto José. ANÁLISIS DE FATIGA EN LA ESTRUCTURA DEL HELICÓPTERO BELL UH-1H POR MEDIO DEL SOFTWARE AFGROW - Trabajo de grado para optar el título de Ingeniero mecánico – Presentada Ante Universidad Austral de Chile –Escuela de Ingeniera Mecánica - Valdivia - CHILE ,.- Octubre de 2005

- Wikipedia: la enciclopedia libre [Consultado 15 de Marzo de 2009]. Disponible en Internet:
<http://es.wikipedia.org>

- 73 Años en la formación de los mejores Pilotos Militares [en línea].
Santiago de Cali: Escuela Militar de Aviación Marco Fidel Suárez - 2008
<http://www.fac.mil.co/?idcategoria=17110>

- Desarrollos en línea The Math Works con expertos

Web <http://www.mathworks.com>

- GARCIA J. Marco. FUNDAMENTOS PARA EL CALCULO Y DISEÑO DE ESTRUCTURAS METALICAS DE ACERO LAMINADO,-editorial Mc Graw Hill 1º edición – 1998

-BAEZ LOPEZ –David. MATLAB CON APLICACIONES A LA INGENIERIA FISICA Y FINANZAS – Editorial Alfa omega 2º edición - ene ro 2007

- PEREZ . Cesar - MATLAB Y APLICACIONES A LA CIENCIA Y LA INGENIERIA – Editorial Pearson 2º edición – Marzo 2 003

- Federal Aviation Administration (1998), Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure. FAR 25.571.

- Federal Aviation Administration (1998), FAR 23 – Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes

- NACA – RESEARCH MEMORANDUM COD . 3-1176-00111-2128- for the Civil Aeronautics Administration – Flying Qualities Of A High – Performance Personal – Owner Airplane – By James J. Adams and James B. Whitten - Lengley Aeronautical Laboratory – Langley Field , Va.- 1967

7 ANEXOS

7.1 Programas desarrollados en matlab para calcula distribución de CI y Cp basado en el método de panel Hess-Smith

Se entrega de forma digital , esto a razón que ,muy extenso el procedimiento

7.2 Programas desarrollados en matlab para calcula diferencias divididas de newton

```
clear;clc
x=[0 0.47 0.94 1.41 1.88 2.35 2.82 3.29 3.76 4.23 4.7];
y=[1820.54 1818.20 1811.13 1799.09 1781.64 1758.08 1727.19 1686.89
1632.95 1553.99 1365.40]; % entrada de datos

xa=x;ya=y;
% Formacion de las diferencias divididas
d=zeros(length(y));
d(:,1)=y';
for k=2:length(x)
    for j=1:length(x)+1-k
        d(j,k)=(d(j+1,k-1)-d(j,k-1))/(x(j+k-1)-x(j));
    end
end
% Formacion del polinomio
for w=1:length(x)
    ds=num2str(abs(d(1,w)));
    if w>1
        if x(w-1)<0
            sg1='+';
        else
            sg1='-';
        end
    end
end
```



```

    if d(1,w)<0
        sg2='-';
    else
        sg2='+';
    end
    if w==1
        acum=num2str(d(1,1));
    elseif w==2
        polact=['(x' sg1 num2str(abs(x(w-1))) ')'];
        actual=[ds '*' polact];
        acum=[acum sg2 actual];
    else
        polact=[polact '.*' '(x' sg1 num2str(abs(x(w-1))) ')'];
        actual=[ds '*' polact];
        acum=[acum sg2 actual];
    end
end

% Presentacion de resultados
fprintf('\n Valores de X y Y \n ');
disp(xa);
disp(ya);
fprintf('\n Polinomio interpolación Newton : %s \n',acum);
x=input(' X interp = ');
%%f=acum
%%w=int(f)
if x>max(xa)|x<min(xa)
    fprintf('\t Punto fuera de rango. El resultado puede ser equivocado \n');
end
xinterp=x;
yinterp=eval(acum);
fprintf(' Y(%g) = %g \n',x,yinterp);
% Grafica de los puntos
fprintf(' Pulse cualquier tecla para ver la grafica de los puntos \n');
pause

```

```
xg=linspace(min(xa),max(xa));  
x=xg;yg=eval(acum);  
plot(xg,yg,xa,ya,'.r',xinterp,yinterp,'or');  
grid
```